

北航学报  
赠阅

ISSN 1001-5965  
CODEN BHHDE8



# 北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



**2019-11**

Vol.45 No.11

目 次

车用锂离子电池直冷热管理系统用冷媒研究进展 ..... 杨世春, 周思达, 张玉龙, 华旻 (2123)

PSO 选星算法参数分析与改进 ..... 王尔申, 杨迪, 王传云, 曲萍萍, 庞涛, 蓝晓宇 (2133)

热力耦合问题数学均匀化方法的物理意义 ..... 朱晓鹏, 黄俊, 陈磊, 邢誉峰 (2139)

基于最优角度自适应 TSF 的 SRM 直接瞬时转矩控制 ..... 刘勇智, 李杰, 鄢成龙 (2152)

两相控温型储液器进出流量的瞬态数值模拟 ..... 孟庆亮, 张焕冬, 赵振明, 赵石磊, 杨涛 (2160)

基于 CNN 的多尺寸航拍图像定位方法的研究与实现 .....  
..... 潘海侠, 徐嘉璐, 李锦涛, 王赞豪, 王华锋 (2170)

基于电阻抗层析成像的 CFRP 结构损伤检测 ..... 范文茹, 王勃, 李靓瑶, 周琛 (2177)

倾转旋翼机低速回避区研究 ..... 陈金鹤, 汪正中, 马玉杰 (2184)

0.13  $\mu\text{m}$  部分耗尽 SOI 工艺反相器链 SET 脉宽传播 .....  
..... 上官士鹏, 朱翔, 陈睿, 马英起, 李赛, 韩建伟 (2193)

低速修正的可压缩求解器对湍流模拟精度的影响 ..... 李彦芬, 张坤, 何承军, 阎超 (2199)

CFRP 平-折-平连接接头试验研究与数值模拟 ..... 许昶, 刘志明 (2207)

几何不确定性区间分析及鲁棒气动优化设计 ..... 宋鑫, 郑冠男, 杨国伟, 姜倩 (2217)

空间站在轨维修操作复杂度评价及试验验证 ..... 葛祥雨, 黄杰, 周前祥, 柳忠起 (2228)

基于随机相关的电子部件二元加速退化可靠性评估 .....  
..... 盖炳良, 滕克难, 王浩伟, 王文双, 陈健, 宦婧 (2237)

基于 SD-LCMV 算法的 FDA 平台外干扰抑制 ..... 王博, 谢军伟, 张晶, 葛佳昂 (2247)

基于自适应伪谱法的高超声速飞行器再入轨迹优化 ..... 任鹏飞, 王洪波, 周国峰 (2257)

多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法 ..... 鞠萍华, 陈资, 冉琰, 胡晓波 (2266)

倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线 ..... 周琦, 刘莉 (2277)

发动机短舱泄压过程瞬态仿真 ..... 王晨臣, 冯诗愚, 彭孝天, 邓阳, 陈俊 (2284)

基于半监督迁移学习的轴承故障诊断方法 ..... 张振良, 刘君强, 黄亮, 张曦 (2291)

基于多场耦合建模与 Bootstrap 方法的滑环可靠性评估 .....  
..... 刘贤军, 孙远航, 王永松, 施英莹, 孙习武, 余建波 (2301)

耗氧型惰化系统反应器性能理论 ..... 谢辉辉, 冯诗愚, 彭孝天, 潘俊, 王洋洋 (2312)

高峰时段下离港航空器绿色滑行策略设计与评价 ..... 郑丽君, 胡荣, 张军峰, 朱佳琳 (2320)

基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成 ..... 王智宇, 何锋, 谷晓燕 (2327)

无人驾驶矿用运输车辆感知及控制方法 ..... 李宏刚, 王云鹏, 廖亚萍, 周彬, 余贵珍 (2335)

期刊基本参数: CN 11-2625/V \* 1956 \* m \* A4 \* 222 \* zh \* P \* ¥50.00 \* 900 \* 25 \* 2019-11

(编辑 张 嵘 李 晶 张欣蔚 孙 芳 王艳梅 贺 伟)

# JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 45 No. 11 (Sum 321) November 2019



## CONTENTS

- Review on refrigerant for direct-cooling thermal management system of lithium-ion battery for electric vehicles  
..... YANG Shichun, ZHOU Sida, ZHANG Yulong, HUA Yang (2123)
- Parameter analysis and improvement of PSO satellite selection algorithm  
..... WANG Ershen, YANG Di, WANG Chuanyun, QU Pingping, PANG Tao, LAN Xiaoyu (2133)
- Physical interpretation of mathematical homogenization method for thermomechanical problem  
..... ZHU Xiaopeng, HUANG Jun, CHEN Lei, XING Yufeng (2139)
- Direct instantaneous torque control of switched reluctance motor based on optimal angle adaptive TSF  
..... LIU Yongzhi, LI Jie, SHAN Chenglong (2152)
- Transient numerical simulations of flow rate into and out of two-phase temperature control accumulator  
..... MENG Qingliang, ZHANG Huandong, ZHAO Zhenming, ZHAO Shilei, YANG Tao (2160)
- Research and implementation of multi-size aerial image positioning method based on CNN  
..... PAN Haixia, XU Jialu, LI Jintao, WANG Yunhao, WANG Huafeng (2170)
- Damage detection of CFRP structure based on electrical impedance tomography  
..... FAN Wenru, WANG Bo, LI Jingyao, ZHOU Chen (2177)
- Research on low-speed avoidance zone of tiltrotor  
..... CHEN Jinhe, WANG Zhengzhong, MA Yujie (2184)
- Single event transient pulse width transmission of 0.13  $\mu\text{m}$  partial depleted SOI process DFF  
..... SHANGGUAN Shipeng, ZHU Xiang, CHEN Rui, MA Yingqi, LI Sai, HAN Jianwei (2193)
- Effect of low-speed modification of compressible solver on turbulence simulation accuracy  
..... LI Yansu, ZHANG Kun, HE Chengjun, YAN Chao (2199)
- Experimental study and numerical simulation on CFRP flat-joggle-flat joints  
..... XU Chang, LIU Zhiming (2207)
- Interval analysis for geometric uncertainty and robust aerodynamic optimization design  
..... SONG Xin, ZHENG Guannan, YANG Guowei, JIANG Qian (2217)
- Evaluation of space station on-orbit maintenance operation complexity and its experimental validation  
..... GE Xiangyu, HUANG Jie, ZHOU Qianxiang, LIU Zhongqi (2228)
- Reliability assessment for electronic components with bivariate accelerated degradation based on random correlation  
..... GAI Bingliang, TENG Kenan, WANG Haowei, WANG Wenshuang, CHEN Jian, HUAN Jing (2237)
- FDA platform external interference suppression based on SD-LCMV algorithm  
..... WANG Bo, XIE Junwei, ZHANG Jing, GE Jiaang (2247)
- Reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle based on adaptive pseudospectral method  
..... REN Pengfei, WANG Hongbo, ZHOU Guofeng (2257)
- Improved FMEA method based on PROMETHEE in multi-granular probabilistic linguistic environment  
..... JU Pinghua, CHEN Zi, RAN Yan, HU Xiaobo (2266)
- Optimal transition tilt angle curve of tiltrotor UAV  
..... ZHOU Yu, LIU Li (2277)
- Transient simulation on pressure relief process of engine nacelle  
..... WANG Chenchen, FENG Shiyu, PENG Xiaotian, DENG Yang, CHEN Jun (2284)
- A bearing fault diagnosis method based on semi-supervised and transfer learning  
..... ZHANG Zhenliang, LIU Junqiang, HUANG Liang, ZHANG Xi (2291)
- Reliability evaluation of slip ring based on multi-field coupling modeling and Bootstrap method  
..... LIU Xianjun, SUN Yuanhang, WANG Yongsong, SHI Yingying, SUN Xiwu, YU Jianbo (2301)
- Theoretical of reactor performance in oxygen consumption based inerting system  
..... XIE Huihui, FENG Shiyu, PENG Xiaotian, PAN Jun, WANG Yangyang (2312)
- Design and evaluation of green taxiing strategy for departure aircraft during peak hours  
..... ZHENG Lijun, HU Rong, ZHANG Junfeng, ZHU Jialin (2320)
- AFDX network topology generation based on degree centrality  
..... WANG Zhiyu, HE Feng, GU Xiaoyan (2327)
- Perception and control method of driverless mining vehicle  
..... LI Honggang, WANG Yunpeng, LIAO Yaping, ZHOU Bin, YU Guizhen (2335)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0115

# 车用锂离子电池直冷热管理系统用冷媒研究进展



杨世春\*, 周思达, 张玉龙, 华旻

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 电动汽车用直冷系统是未来电动汽车热管理系统的可行解决方案之一, 在整车减重、改善温度一致性等方面具备较大潜力。冷媒是直冷热管理系统的重要组成部分, 影响直冷系统制冷能力、效率、安全性等因素。选择高效、匹配的冷媒对直冷热管理系统设计格外重要。梳理了近年来电动汽车直冷热管理系统用冷媒的研究进展。首先, 基于电动汽车工况阐述了锂离子电池的热特性需求与直冷热管理系统特性; 其次, 系统分析了常用冷媒特性的定义与表征; 然后, 详细介绍了单质冷媒与混合冷媒的研究进展; 最后, 总结了冷媒亟待解决的问题与未来展望, 并为新一代直冷热管理系统用冷媒的发展提出了可行的研究方向。

**关键词:** 锂离子电池; 热管理系统; 冷媒; 直冷; 电动汽车

**中图分类号:** U469.72<sup>+</sup>.2

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2123-10

随着全球能源问题及环境问题不断加剧, 具备良好环保性和经济性的电动汽车取得了快速发展, 2018年中国电动汽车的产销量已超过100万辆, 连续4年居世界首位。由于锂离子电池具有高能量密度、高功率密度、长循环寿命和高安全特性等优势, 已成为电动汽车的主流储能方式。

锂离子电池的工作温度会严重影响其工作特性。锂离子电池低温工作时的内阻增大, 系统可用能量和可用功率下降, 低温充电导致的析锂可能引发安全问题; 高温工作及电池单体间的温度不一致性会导致电池加速老化, 可能引发热失控等安全问题, 严重威胁整车安全。故而电动汽车需要良好的热管理系统对电池模组温度进行管控<sup>[1]</sup>, 良好的热管理系统能够有效改善由于温度因素引起的电池性能下降问题, 并降低安全风险。

热管理系统通过管控电池系统温度场, 使其工作在最优温度区间<sup>[2]</sup>。锂离子电池热管理系

统根据散热用工质的不同, 大体可分为风冷<sup>[3]</sup>、液冷<sup>[4]</sup>、相变材料(PCM)<sup>[5-6]</sup>、热管系统<sup>[7]</sup>等方式。直冷热管理系统作为新一代相变冷却系统, 由于其所需组件较少、可有效降低整车重量、提高整车比能量及经济性等优势获得了广泛关注<sup>[8-9]</sup>。直冷热管理系统利用冷媒的相变换热来有效降低电池组温度, 并提高电池组温度一致性<sup>[10-11]</sup>, 因此研究直冷热管理系统用冷媒的重要性不言而喻。本文围绕锂离子电池热特性需求, 系统分析了直冷热管理系统用冷媒技术的发展现状及工作特性, 并提出了亟待解决的问题与未来展望。

## 1 锂离子电池热特性需求

锂离子电池工作温度严重影响电池的工作特性。如低温环境中, 电池内阻增大, 可用容量降低, 且允许充放电功率均下降, 续航里程等明显减小; 高温环境中, 电池内部传热性能变差, 电池冷

收稿日期: 2019-03-19; 录用日期: 2019-05-10; 网络出版时间: 2019-07-01 11:17

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190628.1653.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190628.1653.003.html)

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0100300)

\*通信作者. E-mail: yangshichun@buaa.edu.cn

**引用格式:** 杨世春, 周思达, 张玉龙, 等. 车用锂离子电池直冷热管理系统用冷媒研究进展[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2123-2132. YANG S C, ZHOU S D, ZHANG Y L, et al. Review on refrigerant for direct-cooling thermal management system of lithium-ion battery for electric vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2123-2132 (in Chinese).

却系统设计不良时会加剧单体电池内部不一致性及电池组内部温度不一致性等,严重影响电池寿命及热安全性。因此,复杂工况对热管理系统提出了更高要求。

### 1.1 低温影响

锂离子电池在低温环境下受到的主要影响包括<sup>[2]</sup>:锂离子电池容量降低(电池可用充放电容量显著下降);电池内阻显著增大(放电性能衰减);低温充电时老化加快(低温充电下锂离子电池负极析锂明显,电池容量永久性损失);安全性下降(低温充电时锂枝晶易刺穿隔膜,造成电池发生内短路现象,引发热失控)。故而低温环境中锂离子电池组的低温加热性能极为重要。

### 1.2 高温影响

锂离子电池在高温环境中受到的主要影响包括:充电效率及循环寿命明显下降;高温工作时可能引发热安全问题。如18650电池,一般认为最佳工作温度区间范围为25~40℃<sup>[12-13]</sup>,在此温度区间外,电池性能均会受到影响。

### 1.3 一致性影响

锂离子电池因不一致性受到的主要影响包括:部分电池易过放(电池内阻不一致导致不均匀的电流分配,使得放电过程中各并联单元放电深度不一致);容量衰减速率不一致<sup>[14]</sup>(温度不均匀分布引起的并联电池单体间电流不一致可能加速单电池间容量衰减的差异性)。一般认为,电池组温度不一致性不宜超过5℃<sup>[15]</sup>。

## 2 直冷热管理系统结构与关键技术

直冷热管理系统在电动汽车应用中仍处于起步阶段,其在低温冷却、高温散热、整车减重及应急热安全管控方面具有一定优势。直冷热管理系统中主要结构件包括:压缩机(将低温低压气体压缩成高温高压气体)、冷凝器(将高温高压气体冷却为液体)、膨胀阀(使液体冷媒节流变为湿蒸气,是直冷热管理系统的主要控制元件)、蒸发器(也称散热器,冷媒在此蒸发吸热带走大量热量)及相关的过滤器(如干燥过滤器等,用于过滤杂质)、传感器(如温度传感器、压力传感器、干度传感器等)、连接件等。直冷热管理系统相对于传统的液冷热管理系统而言,减少了水箱、水泵等设备,不仅减小了整车重量,提高了整车经济性,同时也降低了直冷热管理系统成本,具有较好的发展前景。2014年起,宝马i系列及奔驰部分车型电动汽车逐步应用直冷方式;2016年,雪佛兰沃蓝达 Bolt 开始开发防冻液和冷媒冷却复合方式;

最新的特斯拉 TESLA 改版 MODEL3 计划采用直冷的 LG 第3代电池系统 PACK 技术等。最新研究表明,直冷不仅仅停留在低温宽域恒温优势上,其更主要是瞄准未来应对防范过热的应急喷射气化骤冷技术,提升热管理的进一步安全消防功效。

直冷热管理系统的大范围工程应用不仅需要解决实际的工程问题,仍需要理论创新。如冷媒过热度问题,在直冷热管理系统中,依靠冷媒在管道内的沸腾换热实现对电池包的冷却过程,但这一过程依靠冷煤气液两相流的流型与冷媒干度。当冷媒过热度偏高,即在蒸发器中部或后部提前蒸干,冷媒沸腾换热的能力会严重下降。解决该问题的技术主要包括合理选择冷媒与改善冷媒沸腾过程(即合理设计膨胀阀的控制策略)。前者可能通过选择冷媒临界温度、蒸发潜热等参数进行优化,后者可能需要设计复杂的控制策略得到实现。

## 3 冷媒发展情况

冷媒是特指应用于制冷循环中的气液相变工质。随着工业生产对冷媒性能、环保性等要求,冷媒研发已经历多代产品。初代冷媒产品如二氧化碳(R744)、氨(R717)等,因当时离心机功率问题难以满足冷媒压缩需求,因此未得到广泛应用。二代冷媒如氟利昂等,因其热物性参数好、制冷效果佳而获得广泛应用,直至因臭氧层空洞、全球气温变暖等环保问题出现,氟利昂产品才逐渐退出市场。三代冷媒为环保型产品,如R134a等对臭氧层环保性好,R1234yf等对减缓温室效应、臭氧层保护等现象友好,在日趋严格的环境保护政策下,已逐渐成为市场主导产品。四代冷媒为环保冷媒的混合物。随着对冷媒特性及合成原理的深入研究,适用于电动汽车直冷热管理系统的冷媒也在逐渐研发中。

冷媒产品的发展与环保政策息息相关。自20世纪末,全球变暖与臭氧层空洞现象日趋严重,环境保护、可持续发展已逐渐成为全球共识。表1为1985年以来国际上所签署的重大环境保护公约。

目前全球对于冷媒产品的使用与排放的要求越来越严苛,对于环保高度不友好的产品(如氟利昂等)采取严格的管控措施,新型环保型冷媒的开发迫在眉睫。截至目前,虽然研究人员已发现百余种冷媒,但考虑到冷媒的物理特性、环保特性、安全特性、经济特性等多项因素后,可应用到整车制冷系统的冷媒仍较为有限。目前,常用的车用冷媒包括R12(汽车空调系统)、R134a(宝马系

表 1 环境保护公约

Table 1 Environmental protection convention

名称	签订时间	主要内容
保护臭氧层维也纳公约	1985 年	控制消耗臭氧层物质排放,保护臭氧层
关于耗损臭氧层物质的蒙特利尔议定书	1989 年	在 2000 年前停止生产和使用含氯氟烃类化合物的目标
联合国气候变化框架公约	1992 年	减少温室气体排放,减少人为活动对气候系统的危害,减缓气候变化,增强生态系统对气候变化的适应性
京都议定书	1997 年	将大气中的温室气体含量稳定在一个适当的水平,进而防止剧烈的气候改变对人类造成伤害
巴黎协定	2015 年	降低温室气体排放,减缓全球平均气温升高

列直冷系统)、R1234yf(宝马系列欧洲款直冷系统)等。关于未来可能应用的车用相变冷媒研发仍在进行中。

## 4 冷媒特性分析

车用冷媒特性影响并制约着电动汽车直冷热管理系统的制冷量及制冷效率,同时也制约了电池组的最高温度及温度一致性等特征。选择适合电动汽车直冷热管理系统的优秀冷媒需综合考虑多种冷媒特性。车用冷媒的常用特性主要包含物理特性、环保特性、安全特性等,其中安全特性格外重要。表 2 为各类特性参数的定义及影响。

在实际使用过程中,冷媒的重要评价指标是冷媒的能效比(Coefficient of Performance, COP),即冷媒的吸热量  $Q$ (制热量)与输入功率  $W$ (压缩机功率)之比。在具体的制冷系统或热泵系统中,COP

的大小表征了该种冷媒在该系统的相容程度。表 2 中物理特性均不同程度地影响冷媒 COP 的大小。冷媒 COP 值需依据具体的系统计算。

目前对于冷媒综合性能大多处于定性分析阶段,或基于某一种系统采用定量分析<sup>[16]</sup>,如分析热管系统、直冷循环系统中不同冷媒的换热量、换热效率的表现等。Saab 等<sup>[17]</sup>使用可调流量(Variable Refrigerant Flow, VBF)系统分析了多类冷媒的性能,结论具有较高参考意义。

车用理想冷媒应满足以下条件:①低沸点,以满足汽车在高寒工况的工作需求。②高蒸发潜热,在一定的制冷量条件下,更高的蒸发潜热可以减少车用冷媒的充注量。③高临界温度,在常温或普通低温下能够液化,以减少冷媒节流时的损失,提高整车经济性。④适宜的临界压力,过低的临界压力会使蒸发压力低于大气压力,外部空

表 2 常用冷媒特性定义及表征

Table 2 Characteristic definition and characterization of commonly used refrigerant

特性种类	特性名称	特性定义	特性表征
物理特性	沸点	液体沸腾时的温度	沸点决定了冷媒的最低使用温度
	临界温度	使物质由气态变为液态的最高温度	临界温度决定了冷媒使用的最高温度
	临界压力	临界温度时使气体液化所需的最小压力	临界压力代表气体在临界温度下饱和蒸汽压。临界压力越低,对压缩机及管道强度的要求越低
	比热	没有相变化和化学变化时,一定量均相物质温度升高 1 K 所需的热量	比热代表冷媒的纯液相或纯气相的吸热能力,该值衡量了冷媒非相变换热的能力
	蒸发潜热	在恒定温度下,使某物质由液相转变为气相所需的热量	蒸发潜热代表冷媒蒸发吸热能力,该值结合冷媒密度可衡量冷媒单位质量的蒸发吸热能力
环保特性	润滑油相溶性	冷媒与特性润滑油的溶解性	相溶的冷媒与润滑油不相分,优化了冷媒在换热器内的传热,且有利于制冷系统在低温环境中应用,维持零件的优良润滑特性,但是溶解的润滑油会降低使用压力、压缩机的制冷量、系统效率等
	ODP	臭氧消耗潜值(臭氧衰减指数),以 R11 对臭氧破坏影响作为基准	ODP 值代表冷媒对于臭氧层破坏能力的影响因子,ODP 应尽可能低
	GWP	全球变暖潜能值,是物质产生温室效应的评价指数,以二氧化碳作为基准	GWP 值越高则代表该冷媒会在未来对于温室效应产生更大的影响
安全特性	毒性	外源化学物在一定条件下损伤生物体的能力	毒性是衡量冷媒安全性的重要因素
	可燃性	在规定的试验条件下,材料或制品进行有焰燃烧的能力	可燃性在一定程度上表征了冷媒的安全性

气则会渗入制冷机系统;临界压力过高则会引起压缩机功耗增加,并且提高承压能力要求,不利于压缩机选型。⑤不易燃烧及爆炸,无毒或低毒,对金属材料不腐蚀,对润滑油不发生化学作用,高温下不易分解。⑥高环保性,即 GWP 与 ODP 值较低,对于臭氧层无破坏性,对于温室效应影响较小,符合国家最新车用冷媒环保要求。

## 5 冷媒相变过程建模

冷媒相变过程包含相变流场模型、气液相变模型、相变换热模型等。相变流场模型用于表征气液两相流流动过程中的流场;气液相变模型用于表征气液相变过程中气相与液相之间的质量传递;相变换热模型用于表征相变吸热过程及热场分布。冷媒相变过程建模较为困难,综合了流场、热场、相变过程等多个物理过程,且缺乏准确的物理模型,目前大多采用经验公式的形式表征冷媒相变过程。

### 5.1 相变流场模型

使用建模方法描述两相流流场较为困难,难点在于如何精确且准确地捕捉两相界面,这也是研究的关键问题。目前,多相流数值计算方法主要包含 2 种,即欧拉-拉格朗日法与欧拉-欧拉法。

欧拉-拉格朗日法<sup>[18-19]</sup>将气相归为离散相,液相归为连续相。在欧拉坐标系下求解液相的 Navier-Stokes 方程,解析液相流场,再在拉格朗日坐标系下解析气相的气泡,然后在流场中考虑该气泡受力和湍流作用的影响,修正气泡的运动轨迹。

欧拉-欧拉法则是将气相与液相均视为连续相,求解 Navier-Stokes 方程来解析流场,但由于不同相之间占用同一个体积无法重叠,故而就引出了一些新的建模方法。下面将一些常用的欧拉-欧拉法建模方法进行梳理,并介绍其中的核心理念。

#### 5.1.1 VOF 方法

VOF (Volume of Fluid) 方法<sup>[20-21]</sup>是模拟多相流流场时常采用的模型,又称流体体积模型,其核心理念是:对于两相或多相的流体,在彼此互不渗透的条件下,构建单元相体积分数的概念(单元体内目标流体的体积与单元总体积之比),使每个控制单元中所有相的体积分数总和为 1,从而表征各相的界面与形状。

VOF 模型一般性描述如下:

##### 1) 对流输运方程

VOF 模型的对流输运方程可以表示为

$$\frac{\partial(\alpha\rho)}{\partial t} + (\mathbf{v}\rho \cdot \nabla)\alpha = S_q + \sum m_{pq} \quad (1)$$

式中: $\alpha$  为体积分数; $\mathbf{v}$  为流体速度; $\rho$  为流体密度; $\nabla$  表示微分算子; $S_q$  为质量源项方程,可以为 0; $m$  为质量。

##### 2) 能量方程

能量方程由各相共用,其公式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\mathbf{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k\nabla T) + S_h \quad (2)$$

式中: $p$  为压力; $E$  为各相能量的质量加权平均; $T$  为流体温度; $k$  为有效导热系数,可根据体积分数加权平均计算; $S_h$  为包含辐射能等的体积热源。

##### 3) 动量方程

动量方程用于计算速度场,其结果为气液两相共享,公式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho\mathbf{v}\mathbf{v}) = -\nabla P + \nabla \cdot [\mu(\nabla\mathbf{v} + \nabla\mathbf{v}^T)] + \rho\mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (3)$$

式中: $\mu$  为动力黏度,  $\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$ ;  $P$  为流体压力;  $\mathbf{F}$  为表面张力;  $\mathbf{g}$  为重力加速度。

#### 5.1.2 Level Set 方法

Level Set 方法<sup>[22-23]</sup>是另一种表征两相流界面的方法,其核心思想是:引入特征函数  $\Phi$  (一般选取符号距离函数),取  $\Phi$  等于 0 处为两相界面,  $\Phi > 0$  与  $\Phi < 0$  则分别代表了分离的两相。

对于气液两相流而言,控制单元内的流体可根据体积分数  $\alpha$  分为以下 3 种情况:①  $\Phi = 0$ , 两相交界面;②  $\Phi > 0$ , 相界面外部区域;③  $\Phi < 0$ , 相界面内部区域。

### 5.2 气液相变模型

气液相变模型用于描述气液两相之间的质量传递,是两相流建模过程中的重要组成部分之一。目前,常用的气液相变模型主要包含 Lee 模型、Hertz-Knudsen 模型等多种模型。

#### 5.2.1 Lee 模型

Lee 模型是目前常用的描述气液两相间质量传递的方程,该模型的控制方程为相迁移方程,即

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_v\rho_v) + \nabla \cdot (\alpha_v\rho_v\mathbf{v}_v) = \dot{m}_{lv} - \dot{m}_{vl} \quad (4)$$

式中:下标  $v$  代表气相,  $l$  代表液相;  $\dot{m}_{lv}$  为蒸发质量迁移速率;  $\dot{m}_{vl}$  为冷凝质量迁移速率。

Lee 将蒸发与质量迁移速率描绘如下:

蒸发过程,质量由液相向气相迁移

$$\dot{m}_{lv} = \text{coeff} \cdot \alpha_l\rho_l \frac{T_l - T_{\text{sat}}}{T_{\text{sat}}} \quad (5)$$

凝结过程,质量由气相向液相迁移

$$\dot{m}_{vl} = \text{coeff} \cdot \alpha_v \rho_v \frac{T_1 - T_{\text{sat}}}{T_{\text{sat}}} \quad (6)$$

式中:  $T_1$  为液相当前温度;  $\text{coeff}$  为弛豫时间, 一般取 0.1 或 100;  $T_{\text{sat}}$  为饱和温度。

依据 Lee 模型可实现相变时的质量传递。

### 5.2.2 Hertz-Knudsen 模型

Hertz-Knudsen 模型应用分子动力学方法, 给出了蒸发冷凝的质量迁移计算公式, 即

$$J = \beta \sqrt{\frac{M}{2\pi RT_{\text{sat}}}} (p^* - p_{\text{sat}}) \quad (7)$$

式中:  $M$  为质量;  $R$  为理想气体常数;  $J$  为质量流量;  $p_{\text{sat}}$  为饱和压力;  $p^*$  为气相分压;  $\beta$  为调节系数。

Schrage<sup>[24]</sup> 基于上述方程, 提出了改进的传质方程:

$$J = \frac{2\gamma}{2 - \gamma} \sqrt{\frac{M}{2\pi R}} \left( \frac{p_v}{\sqrt{T_{v,\text{sat}}}} - \frac{p_l}{\sqrt{T_{l,\text{sat}}}} \right) \quad (8)$$

式中:  $\gamma$  为标定参数;  $p_v$  为界面处气相压力;  $T_{v,\text{sat}}$  为气相饱和温度;  $p_l$  为界面处液相压力;  $T_{l,\text{sat}}$  为液相饱和温度。研究人员通过实验数据测定,  $\gamma$  取值在 0.1 ~ 1 之间。

### 5.3 相变换热模型

虽然目前对于单质冷媒的换热性能及在直冷热管理系统中的研究较多, 但单质冷媒的制冷能力或热物性参数等方面仍存在较大短板。目前, 基于单质冷媒的研究大多基于某种换热器用于分析冷媒在某工况条件下的对流换热系数值 (或努塞尔数  $Nu$ )

$$Nu = \frac{hL}{k} \quad (9)$$

式中:  $h$  为对流换热系数;  $L$  为特征长度。

对流换热系数值 (或努塞尔数) 在一定程度上表征了该类冷媒在特定制冷系统中的换热表现, 具有较高的参考意义, 但根据定义式难以直接计算, 故而通常以实验易观测的无量纲数及其函数表征<sup>[25-33]</sup>, 常见的经验公式表示如下:

$$Nu = KPr^a Gr^b Pe^c Re^d \quad (10)$$

式中:  $K$  为增益系数;  $Pr$  为普朗特数, 表征温度边界层与流动边界层的关系;  $Gr$  为格拉晓夫数, 表征浮力与黏性力之比;  $Pe$  为佩克莱数, 表征对流速率与扩散速率之比;  $Re$  为雷诺数, 表征黏性流体流动状态;  $a, b, c, d$  为经验系数, 通常为实验拟合值。

## 6 单质冷媒

目前, 实车直冷热管理系统可应用的单质冷媒种类繁多, 主要包括氟利昂、氢氟烯烃 (HFO)、碳氢化合物 (HC)、无机冷媒等。氟利昂冷媒热物性参数好, 在制冷循环中表现佳, 但因产品中含氟, 泄露后对臭氧层破坏作用较大, 环保性能不理想, 目前已逐渐退出市场。氢氟烯烃与氟利昂相近, 为烯烃的卤代产物, 但对环境的影响远小于氟利昂, 是目前可能替代氟利昂的产品之一。碳氢化合物如乙烷、丙烷、乙烯等, 在制成冷媒级别的产品后也具有较好的制冷性能, 但其具有可燃性, 应用时需额外设计制冷系统的防爆装置。无机冷媒如二氧化碳、氨等, 在电池热管理系统中具有较好的表现, 是目前直冷用冷媒的研究重点, 也成为未来冷媒具备竞争力的备选对象<sup>[34-36]</sup>。表 3 列出了部分常用冷媒的热物性参数。

表 3 部分冷媒热物性参数

Table 3 Thermal property parameters of some refrigerants

冷媒名称	分类	沸点/°C	临界压力/MPa	临界温度/°C	蒸发潜热/(kJ·mol <sup>-1</sup> )	可燃性	毒性
R12	CFC	-29.75	4.136 1	111.97	189.308	无	无
R22	HCFC	-40.81	4.99	96.145	192.243	无	无
R23	HCFC	-82.01	4.832	26.143	97.42	无	无
R32	HFC	-51.70	5.78	78.1	204.87	可燃	无
R134a	HFC	-26.18	4.066	101.6	197.53	无	无
R1234yf	HFO	-25	2.63	102	153.03	无	无
R1234ze	HFO	-18.95	3.63	109.37	174.192	无	无
R290	HC	-42.1	4.24	96.8	376.334	可燃	无
R600	HC	-0.489	3.769	151.975	371.382	可燃	无
R600a	HC	-11.7	3.64	134.66	339.55	易燃	无
R717	无机	-33.32	11.33	132.25	1 206.09	无	有毒
R744	无机	-78.4	7.37	30.97	176.64	无	无

### 6.1 氟利昂

氟利昂是饱和烷烃的卤代物总称, 主要分为 CFC、HCFC、HFC 等。CFC 为氟氯烃, 即饱和烷烃中的氢原子全部被氟原子、氯原子取代, 主要包括

R11、R12、R113 等多种冷媒。该类冷媒被认定为臭氧层消耗物质, 目前已经逐渐被取代。HCFC 为氢氟氯烃, 即饱和烷烃中的氢原子部分被氟原子、氯原子取代, 主要包括 R22<sup>[37]</sup>、R23 等。该类

制冷剂对臭氧层破坏作用低于 CFC,按《关于耗损臭氧层物质的蒙特利尔议定书》要求,将逐步退出市场。HFC 为氢氟烃,即饱和烷烃部分氢原子被氟原子取代,主要包含 R134a<sup>[38-40]</sup>等。虽然 HFC 对臭氧层无破坏作用,但该产品对温室效应具有较大影响,其替代冷媒也在开发当中。

## 6.2 氢氟烯烃

氢氟烯烃是不饱和烯烃的卤代物总称,主要包括 R1234yf<sup>[41]</sup>、R1234ze<sup>[32,42]</sup>等多种产品,具有零臭氧潜能值、微可燃和较低的全局变暖潜能值的特点,是继 HCFC 和 HFC 后新一代 ODS 替代品。该产品对环境破坏作用小,是目前较为理想的可替代氟利昂产品的冷媒之一。氢氟烯烃产品曾因是否具有可燃性而受到质疑,但随着产品应用环境的成熟,目前氢氟烯烃产品热安全性已大大提高。

## 6.3 碳氢化合物

纯净的碳氢化合物制成冷媒级别也具有良好的热物性参数。碳氢化合物种类繁多,如 R50(甲烷)、R170(乙烷)、R290(丙烷)<sup>[43]</sup>、R600(正丁烷)、R600a(异丁烷)、R1270(乙烯)等。碳氢化合物区别于其他冷媒的最重要区别即是:该类冷媒的 ODP 与 GWP 值均极低,即该类冷媒的环保性很好。但该类冷媒均为可燃物,故而在使用过程中的安全保护方法需额外考虑。

## 6.4 无机冷媒

无机冷媒是指由二氧化碳<sup>[44]</sup>、氨<sup>[45-46]</sup>等小分子无机化合物构成的冷媒。该类冷媒是最早得到应用的冷媒,如 1866 年二氧化碳首次被应用为冷媒,1873 年 R717 首次被应用为冷媒。但这 2 种冷媒因其热物性参数不佳,或是使用过程中压力极高,对于压缩机及管道等部件强度要求较高,或是因其毒性及可燃性等等推广受到限制。

## 6.5 单质冷媒研究进展

单质冷媒是最早应用于制冷系统中的冷媒,并且也是直冷热管理系统的最初研究对象。对于电动汽车直冷热管理系统而言,冷媒在管道内的对流换热系数极大地影响了冷媒的换热性能,进而影响了动力电池系统的降温效果,故而对于冷媒对流换热系数的研究始终是该领域的重点及热点。表 4 总结了近年来单质冷媒的研究现状,分析了其研究内容及研究成果<sup>[38,47-54]</sup>。

针对电动汽车用冷媒,其他科研人员也做出了一些研究。Liu 等<sup>[55]</sup>通过实验发现,在环境温度高于  $-10^{\circ}\text{C}$  的条件下,R290 冷媒为最适合直冷热管理系统的冷媒,但当温度降低至  $-20^{\circ}\text{C}$  时,二氧化碳则具有较明显的优势。但该研究未综合考虑冷媒安全性等因素,研究结果仍需进一步讨论。Wang 等<sup>[56]</sup>研究了应用二氧化碳作为冷媒的电动汽车热泵系统,研究表明,二氧化碳冷媒在低

表 4 部分单质冷媒研究现状

Table 4 Research status of some elemental refrigerants

主要研究人员及年份	研究对象	研究内容	研究结果
Longo <sup>[47]</sup> ,2015	R134a、R152a、R1234ze	测试 3 类冷媒的对流换热系数	R152a 冷媒表现出较好的换热性能,可能成为替代 R134a 的低 GWP 产品
Jin <sup>[48]</sup> ,2017	R410A、R744	分析 2 类冷媒在不同热泵系统中的能量利用情况	R410A 系统在 COP、制冷量、能量利用率等方面优于 R744 系统,但 R744 系统在未来仍有较大提升空间
Zou <sup>[49]</sup> ,2017	R134a、R1234yf	研究 2 类冷媒在汽车热泵系统中低温制热性能	R134a 与 R1234yf 在制热量与 COP 方面具有相似的表现
Hirose <sup>[50]</sup> ,2018	R32、R152、R410A	发现毛细管内的对流换热系数显著高于光滑管,并验证了对流换热系数的有效性	提出了一种新的冷媒对流换热系数计算式
Li <sup>[51]</sup> ,2019	R32	使用高速摄像机对 R32 沸腾换热过程作可视化分析	R32 的对流换热经验公式无法与测量的流场得到匹配
He <sup>[52]</sup> ,2018	R32	研究了 R32 冷媒在不同管径(5、7 mm)的微通道换热器内的对流换热系数	冷媒的质量流量及热流密度对 R32 的对流换热系数及冷却系统具有较大影响
Longo <sup>[53]</sup> ,2019	R152、R1234yf、R1234ze	验证对流换热系数公式有效性及 3 类冷媒对 R134a 的可替代性	3 类冷媒均表现出与 R134a 相近的传热特性与流动特性
Wang <sup>[38]</sup> ,2019	R134a	研究 R134a 在毛细管中的对流换热系数	R134a 在毛细管中的对流换热系数相对光滑管高出 1.59 ~ 1.68 倍
Illán-Gómez <sup>[54]</sup> ,2019	R134a、R1234yf	研究 R1234yf 在 R134a 冷却系统中的制冷效果	因 R1234yf 的热容及汽化潜热均低于 R134a,直接替换后系统制冷效率降低了 25%

温环境中可以表现出较好的制热性能。Al-Zareer 等<sup>[29]</sup>使用软包电池作为研究对象,以氨为制冷剂分析了电池模组的散热性能,并给出了定性结论。

## 7 混合冷媒

随着深入研究,单质冷媒仍无法同时满足环保、使用安全、制冷性能的要求,故而为实现电动汽车直冷热管理系统更好的制冷、制热性能,混合冷媒应运而生。混合冷媒是指基于单一冷媒的多重冷媒混合产品,是多种冷媒的共沸混合(定压下蒸发或冷凝时,相变温度恒定不变,气液相组分

相同)或非共沸混合(定压下蒸发或冷凝时,相变温度改变,气液相组分不同)。混合冷媒可以综合多种冷媒的优点,如改善了部分高 GWP 冷媒的环保特性(如 HFC/HFO<sup>[57]</sup>),优化冷媒换热性能等<sup>[58]</sup>,使得冷媒获得了新的发展。相对于单质冷媒,混合冷媒的未来应用发展更为广泛。目前混合冷媒的应用范围较小,但随着对冷媒混合原理的深入研究及混合后冷媒物性实验的开展,混合冷媒可能成为未来电动汽车用直冷热管理系统中的重要冷媒。表 5 总结了近年来混合冷媒的研究现状<sup>[42,59-66]</sup>。

表 5 部分混合冷媒研究现状

Table 5 Research status of some mixed refrigerants

主要研究人员及年份	研究对象	研究内容	研究结果
Harby <sup>[59]</sup> ,2017	多种混合冷媒	研究多种混合冷媒的替代效果	HC/HFC 的混合冷媒可替代 CFC 和 HCFC,且 R290 在某些应用领域可取代 R22
Kasera <sup>[60]</sup> ,2017	R407c	研究 R407c 对 R22 的替代性	R22 在 COP、制冷量、能耗等方面优于 R407c,但 R407c 仍是替代 R22 的最优方案之一
Zhang <sup>[61]</sup> ,2017	R744/R717	分析 R744、R717、R290、R22、R134a 在相同制冷循环中的性能	R744 与 R717 的单质冷媒均存在明显的缺点,混合应用在自复叠式制冷系统中表现较好
Li <sup>[62]</sup> ,2018	R447(R32/R1234ze/R125)	在 0.86 mm 微通道换热器内的对流换热系数	与纯工质的对流换热系数相近,且 R447 优于 R410A(R32/R125)
Yu <sup>[63]</sup> ,2018	R744/R290	分析自动循环热泵系统的热力学模型	提出了跨临界与亚临界状态下混合冷媒的最优化体积比及相应系统数据,进行系统优化
Jin <sup>[64]</sup> ,2018	R410A	在水平微通道换热器内雷诺数、热流密度对沸腾换热效果的影响	冷媒 R410A 优于单质冷媒 R32
Al Ghafri <sup>[42]</sup> ,2019	R1234yf、R1234ze	研究多种混合冷媒的密度、相平衡点、热容等参数	实验测量得到了多种混合冷媒的热物性参数
Mylona <sup>[65]</sup> ,2019	R1234yf、R1234ze	测量多种混合冷媒热物性参数	丰富了 REFPROP 软件中 ECE 模型中混合冷媒热物性参数,模型误差在 3% 以内
Yang <sup>[66]</sup> ,2019	R513A(R1234yf/R134a)	研究 R513A 冷媒关注量及制冷效果	R513A 相对 R134a 而言灌注量减小 21%;24 h 能耗低 3.5%;R513A 制冷量更高

## 8 结束语

电动汽车用直冷热管理系统是未来可能推广的热管理系统之一,而冷媒的选择对于提升热管理系统综合性能非常重要。本文分析了目前较为关注的部分单质冷媒及混合冷媒,从冷媒物性参数出发讨论了其制冷效果及部分冷媒在直冷热管理系统中的应用情况等。目前,实车应用较多的仍为 HFC 和 HFO 等氟利昂产品,而 HC、无机冷媒等因安全问题或物性问题,在直冷热管理系统中应用仍较少。随着冷媒制造基础产业及研究的逐渐成熟,更多的冷媒会在未来投入市场使用,混合冷媒已逐步成为未来冷媒的重要研发方向之一。

当前电动汽车直冷用冷媒的研究仍存在如下研究热点:随着环保政策日趋严格,现有高 GWP 值的冷媒如 R134a、R22 等应用逐步受限,R1234yf、R1234ze、R290 等低 GWP、零 ODP 冷媒研发已逐渐成为行业发展方向,考虑新型制冷剂对当前应用制冷剂的替代可能性具有重要的现实意义。

单质冷媒存在难以改善的缺陷,如 R744 冷媒的蒸发潜热低、临界压力大,难以在现有冷却系统中直接替换使用。如何设计更高效、更具针对性的专用直冷热管理系统是解决单质冷媒物性问题的方案之一。混合冷媒可以有效改善单质冷媒的缺陷,但目前对于混合冷媒的机理研究、仿真建

模及应用仍存在诸多问题。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] XU J, LAN C, QIAO Y, et al. Prevent thermal runaway of lithium-ion batteries with minichannel cooling[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2017, 110: 883-890.
- [ 2 ] WU W X, WANG S, WU W, et al. A critical review of battery thermal performance and liquid based battery thermal management[ J ]. Energy Conversion and Management, 2019, 182: 262-281.
- [ 3 ] KIM J, OH J, LEE H. Review on battery thermal management system for electric vehicles[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2019, 149: 192-212.
- [ 4 ] GOU J, LIU W. Feasibility study on a novel 3D vapor chamber used for Li-ion battery thermal management system of electric vehicle[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2019, 152: 362-369.
- [ 5 ] IANNICIELLO L, BIWOLÉ P H, ACHARD P. Electric vehicles batteries thermal management systems employing phase change materials[ J ]. Journal of Power Sources, 2018, 378: 383-403.
- [ 6 ] ZHANG X, LIU C, RAO Z. Experimental investigation on thermal management performance of electric vehicle power battery using composite phase change material[ J ]. Journal of Cleaner Production, 2018, 201: 916-924.
- [ 7 ] SMITH J, SINGH R, HINTERBERGER M, et al. Battery thermal management system for electric vehicle using heat pipes[ J ]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 134: 517-529.
- [ 8 ] CEN J, LI Z, JIANG F. Experimental investigation on using the electric vehicle air conditioning system for lithium-ion battery thermal management[ J ]. Energy for Sustainable Development, 2018, 45: 88-95.
- [ 9 ] ZHANG G, QIN F, ZOU H, et al. Experimental study on a dual-parallel-evaporator heat pump system for thermal management of electric vehicles[ C ]// 8th International Conference on Applied Energy (ICAEE). Amsterdam: Elsevier, 2017, 105: 2390-2395.
- [ 10 ] AL-ZAREER M, DINCER I, ROSEN M A. Novel thermal management system using boiling cooling for high-powered lithium-ion battery packs for hybrid electric vehicles[ J ]. Journal of Power Sources, 2017, 363: 291-303.
- [ 11 ] DENG Y, FENG C, E J, et al. Effects of different coolants and cooling strategies on the cooling performance of the power lithium ion battery system: A review[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2018, 142: 10-29.
- [ 12 ] HUANG Q, LI X, ZHANG G, et al. Experimental investigation of the thermal performance of heat pipe assisted phase change material for battery thermal management system[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2018, 141: 1092-1100.
- [ 13 ] ZHAO C, SOUSA A C M, JIANG F. Minimization of thermal non-uniformity in lithium-ion battery pack cooled by channeled liquid flow[ J ]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 129: 660-670.
- [ 14 ] SONG W, CHEN M, CHEN Y, et al. Non-uniform effect on the thermal/aging performance of lithium-ion pouch battery[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2018, 128: 1165-1174.
- [ 15 ] LIU H, WEI Z, HE W, et al. Thermal issues about Li-ion batteries and recent progress in battery thermal management systems: A review[ J ]. Energy Conversion and Management, 2017, 150: 304-330.
- [ 16 ] AL-ZAREER M, DINCER I, ROSEN M A. Heat and mass transfer modeling and assessment of a new battery cooling system[ J ]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 126: 765-778.
- [ 17 ] SAAB R, AL QUABEH H, ALI HM I. Variable refrigerant flow cooling assessment in humid environment using different refrigerants[ J ]. Journal of Environmental Management, 2018, 224: 243-251.
- [ 18 ] MESSA G V, FERRARESE G, MALAVASI S. A mixed Euler-Euler/Euler-Lagrange approach to erosion prediction[ J ]. Wear, 2015, 342-343: 138-153.
- [ 19 ] DAPELO D, BRIDGEMAN J. Euler-Lagrange computational fluid dynamics simulation of a full-scale unconfined anaerobic digester for wastewater sludge treatment[ J ]. Advances in Engineering Software, 2018, 117: 153-169.
- [ 20 ] ISSAKHOV A, ZHANDAULET Y, NOGAEVA A. Numerical simulation of dam break flow for various forms of the obstacle by VOF method[ J ]. International Journal of Multiphase Flow, 2018, 109: 191-206.
- [ 21 ] YIN X, ZARIKOS I, KARADIMITRIOU N K, et al. Direct simulations of two-phase flow experiments of different geometry complexities using volume-of-fluid (VOF) method[ J ]. Chemical Engineering Science, 2019, 195: 820-827.
- [ 22 ] BILGER C, ABOUKHEDR M, VOGIATZAKI K, et al. Evaluation of two-phase flow solvers using level set and volume of fluid methods[ J ]. Journal of Computational Physics, 2017, 345: 665-686.
- [ 23 ] GU Z H, WEN H L, YU C H, et al. Interface-preserving level set method for simulating dam-break flows[ J ]. Journal of Computational Physics, 2018, 374: 249-280.
- [ 24 ] SCHRAGE R W. A theoretical study of interface mass transfer[ D ]. New York: Columbia University, 1953.
- [ 25 ] CHIEN N B, CHOI K, OH J, et al. An experimental investigation of flow boiling heat transfer coefficient and pressure drop of R410A in various minichannel multiport tubes[ J ]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127: 675-686.
- [ 26 ] DONG C, HIBIKI T. Heat transfer correlation for two-component two-phase slug flow in horizontal pipes[ J ]. Applied Thermal Engineering, 2018, 141: 866-876.
- [ 27 ] DONG C, HIBIKI T. Correlation of heat transfer coefficient for two-component two-phase slug flow in a vertical pipe[ J ]. International Journal of Multiphase Flow, 2018, 108: 124-139.
- [ 28 ] IN S, BAEK S, JIN L, et al. Flow boiling heat transfer of R123/R134a mixture in a microchannel[ J ]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2018, 99: 474-486.
- [ 29 ] AL-ZAREER M, DINCER I, ROSEN M A. Development and evaluation of a new ammonia boiling based battery thermal management system[ J ]. Electrochimica Acta, 2018, 280: 340-352.
- [ 30 ] SAW L H, POON H M, THIAM H S, et al. Novel thermal management system using mist cooling for lithium-ion battery packs[ J ]. Applied Energy, 2018, 223: 146-158.

- [31] DOUBEK M, HAUBNER M, VACEK V, et al. Measurement of heat transfer coefficient in two phase flows of radiation-resistant zeotropic C2F6/C3F8 blends[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 113:246-256.
- [32] ZHANG J, KAERN M R, OMMEN T, et al. Condensation heat transfer and pressure drop characteristics of R134a, R1234ze (E), R245fa and R1233zd (E) in a plate heat exchanger[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 128:136-149.
- [33] YANG C, NALBANDIAN H, LIN F. Flow boiling heat transfer and pressure drop of refrigerants HFO-1234yf and HFC-134a in small circular tube[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 121:726-735.
- [34] KASAEIAN A, HOSSEINI S M, SHEIKHPOUR M, et al. Applications of eco-friendly refrigerants and nanorefrigerants: A review[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018, 96:91-99.
- [35] ABAS N, KALAIR A R, KHAN N, et al. Natural and synthetic refrigerants, global warming: A review[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018, 90:557-569.
- [36] YAPICIOGLU A, DINCER I. A review on clean ammonia as a potential fuel for power generators[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2019, 103:96-108.
- [37] JIANG P, ZHAO C, LIU B. Flow and heat transfer characteristics of r22 and ethanol at supercritical pressures[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2012, 70:75-89.
- [38] WANG D, TIAN R, ZHANG Y, et al. Experimental comparison of the heat transfer of supercritical R134a in a micro-fin tube and a smooth tube[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 129:1194-1205.
- [39] AMMAR S M, ABBAS N, ABBAS S, et al. Experimental investigation of condensation pressure drop of R134a in smooth and grooved multiport flat tubes of automotive heat exchanger[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 130:1087-1095.
- [40] WEN J, GU X, WANG S, et al. The comparison of condensation heat transfer and frictional pressure drop of R1234ze (E), propane and R134a in a horizontal mini-channel[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2018, 92:208-224.
- [41] DANG Y, KAMIKA T, DANG C, et al. Liquid viscosity of low-GWP refrigerant mixtures (R32 + R1234yf) and (R125 + R1234yf) [J]. *The Journal of Chemical Thermodynamics*, 2015, 89:183-188.
- [42] AL GHAFRI S Z, ROWLAND D, AKHFASH M, et al. Thermodynamic properties of hydrofluoroolefin (R1234yf and R1234ze (E)) refrigerant mixtures: Density, vapour-liquid equilibrium, and heat capacity data and modelling[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2019, 98:249-260.
- [43] CHOUDHARI C S, SAPALI S N. Performance investigation of natural refrigerant R290 as a substitute to R22 in refrigeration systems[C]// *International Conference on Recent Advancement in Air Conditioning and Refrigeration (RAAR)*. Amsterdam: Elsevier, 2017, 109:346-352.
- [44] BAE S J, KWON J, KIM S G, et al. Condensation heat transfer and multi-phase pressure drop of CO<sub>2</sub> near the critical point in a printed circuit heat exchanger[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 129:1206-1221.
- [45] GAO Y, SHAO S, ZHAN B, et al. Heat transfer and pressure drop characteristics of ammonia during flow boiling inside a horizontal small diameter tube[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 127:981-996.
- [46] JIANG L, WANG R Z, LI J B, et al. Performance analysis on a novel sorption air conditioner for electric vehicles[J]. *Energy Conversion and Management*, 2018, 156:515-524.
- [47] LONGO G A, ZILIO C, RIGHETTI G. Condensation of the low GWP refrigerant HFC152a inside a brazed plate heat exchanger [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2015, 68:509-515.
- [48] JIN Z, EIKEVIK T M, NEKSÅ P, et al. Annual energy performance of R744 and R410A heat pumping systems[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 117:568-576.
- [49] ZOU H, HUANG G, SHAO S, et al. Experimental study on heating performance of an R1234yf heat pump system for electric cars [C] // *9th International Conference on Applied Energy (ICAE)*. Amsterdam: Elsevier, 2017, 142:1015-1021.
- [50] HIROSE M, ICHINOSE J, INOUE N. Development of the general correlation for condensation heat transfer and pressure drop inside horizontal 4 mm small-diameter smooth and microfin tubes [J]. *International Journal of Refrigeration*, 2018, 90:238-248.
- [51] LI H, HRNJAK P. Flow visualization of R32 in parallel-port microchannel tube [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 128:1-11.
- [52] HE G, ZHOU S, LI D, et al. Experimental study on the flow boiling heat transfer characteristics of R32 in horizontal tubes [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 125:943-958.
- [53] LONGO G A, MANCIN S, RIGHETTI G, et al. Saturated vapour condensation of R134a inside a 4 mm ID horizontal smooth tube; Comparison with the low GWP substitutes R152a, R1234yf and R1234ze (E) [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 133:461-473.
- [54] ILLÁN-GÓMEZ F, GARCÍA-CASCALES J R. Experimental comparison of an air-to-water refrigeration system working with R134a and R1234yf[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2019, 97:124-131.
- [55] LIU C, ZHANG Y, GAO T, et al. Performance evaluation of propane heat pump system for electric vehicle in cold climate[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2018, 95:51-60.
- [56] WANG D, YU B, HU J, et al. Heating performance characteristics of CO<sub>2</sub> heat pump system for electrical vehicle in a cold climate [J]. *International Journal of Refrigeration*, 2018, 85:27-41.
- [57] MOTA-BABILONI A, NAVARRO-ESBRÍ J, BARRAGÁN-CERVERA Á, et al. Analysis based on EU regulation No 517/2014 of new HFC/HFO mixtures as alternatives of high GWP refrigerants in refrigeration and HVAC systems[J]. *International Journal of Refrigeration*, 2015, 52:21-31.
- [58] ZHANG X. Heat transfer and enhancement analyses of flow boiling for R417A and R22[J]. *Experimental Thermal and Flu-*

- id Science, 2011, 35(7):1334-1342.
- [59] HARBY K. Hydrocarbons and their mixtures as alternatives to environmental unfriendly halogenated refrigerants: An updated overview [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 73:1247-1264.
- [60] KASERA S, BHADURI S C. Performance of R407C as an alternate to R22: A review [C] // International Conference on Recent Advancement in Air Conditioning and Refrigeration (RAAR). Amsterdam: Elsevier, 2017, 109:4-10.
- [61] ZHANG L, YANG C, LIU H, et al. Theoretical investigation on the properties of R744/R290 mixtures [C] // 10th International Symposium on Heating, Ventilation and Air Conditioning (ISH-VAC). Amsterdam: Elsevier, 2017, 205:1620-1626.
- [62] LI M, GUO Q, LV J, et al. Research on condensation heat transfer characteristics of R447A, R1234ze, R134a and R32 in multi-port micro-channel tubes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 118:637-650.
- [63] YU B, YANG J, WANG D, et al. Modeling and theoretical analysis of a CO<sub>2</sub>-propane autocascade heat pump for electrical vehicle heating [J]. International Journal of Refrigeration, 2018, 95:146-155.
- [64] JIN P, ZHAO C, JI W, et al. Experimental investigation of R410A and R32 falling film evaporation on horizontal enhanced tubes [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 137:739-748.
- [65] MYLONA S K, HUGHES T J, SAEED A A, et al. Thermal conductivity data for refrigerant mixtures containing R1234yf and R1234ze(E) [J]. The Journal of Chemical Thermodynamics, 2019, 133:135-142.
- [66] YANG M, ZHANG H, MENG Z, et al. Experimental study on R1234yf/R134a mixture (R513A) as R134a replacement in a domestic refrigerator [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 146:540-547.

#### 作者简介:

杨世春 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 新能源汽车能源动力系统高效安全控制等。

周思达 男, 硕士研究生。主要研究方向: 新能源汽车工程。

张玉龙 男, 博士研究生。主要研究方向: 新能源汽车工程。

华旻 男, 博士研究生。主要研究方向: 新能源汽车工程。

## Review on refrigerant for direct-cooling thermal management system of lithium-ion battery for electric vehicles

YANG Shichun\*, ZHOU Sida, ZHANG Yulong, HUA Yang

(School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The direct-cooling thermal management system is one of the feasible solutions for the future advanced thermal management system of electric vehicles, which has great potential in terms of vehicle weight reduction and temperature consistency management. Refrigerants are the critical components for direct-cooling thermal management system that directly impact the refrigeration capacity, efficiency and safety. Selecting an effective and suitable refrigerant is especially important for direct-cooling thermal management systems. In this paper, the refrigerants for the direct-cooling thermal management system in recent years is reviewed. First, the thermal management requirements of the lithium-ion batteries and the performance of the direct-cooling thermal management systems are introduced based on electric vehicle applications. Then the definitions and characteristics of commonly used refrigerants are systematically analyzed. The next part introduces the research progress of the pure refrigerants and mixed refrigerants in detail. Finally, the problems and future prospects of the refrigerants are summarized, and feasible research directions for refrigerants in the future direct-cooling thermal management systems are proposed.

**Keywords:** lithium-ion battery; thermal management system; refrigerant; direct-cooling; electric vehicles

**Received:** 2019-03-19; **Accepted:** 2019-05-10; **Published online:** 2019-07-01 11:17

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190628.1653.003.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190628.1653.003.html)

**Foundation item:** National Key R & D Program of China (2016YFB0100300)

\* **Corresponding author.** E-mail: yangshichun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0138



# PSO 选星算法参数分析与改进

王尔申<sup>1,2,\*</sup>, 杨迪<sup>1</sup>, 王传云<sup>3</sup>, 曲萍萍<sup>1</sup>, 庞涛<sup>1</sup>, 蓝晓宇<sup>1</sup>

(1. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083;  
3. 沈阳航空航天大学 计算机学院, 沈阳 110136)

**摘 要:** 多星座组合导航提供更多的可用卫星,但也增大接收机计算复杂度,选取部分可见星代替全部可见星进行接收机位置解算成为选星算法研究的热点。粒子群优化(PSO)选星算法将 PSO 算法引入到选星过程中,该方法能够减少选星时间,实现北斗/GPS 组合星座快速选星。研究了该算法的关键参数包括惯性权重因子、加速系数、种群大小等对 PSO 选星算法性能的影响,并针对搜索过程容易陷入局部最优问题,提出自适应模拟退火粒子群优化(ASAPSO)选星算法,该算法通过引入随适应值大小自适应调整进化参数及结合模拟退火算法调整粒子速度,以增强算法跳出局部极值的能力。采用实际数据对算法进行验证,结果表明:ASAPSO 选星算法在保证选星时间的同时,能够提高算法搜索结果的准确性,其性能优于 PSO 选星算法。

**关键词:** 多星座组合导航; 北斗卫星导航系统; GPS; 选星; 粒子群优化(PSO); 模拟退火算法

**中图分类号:** V241.6; TN967.1

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2133-06

多星座组合导航系统使得接收机可见卫星数增加,将获得比单一星座更优的卫星几何结构和更多的导航冗余信号<sup>[1]</sup>,然而也增大了接收机的处理负担。为此,选星算法成为接收机面向多星座组合导航的一项重要研究内容。现有的选星算法能够应用于选星多于 4 颗的情况<sup>[2-3]</sup>,根据卫星高度角和方位角选取可见卫星子集<sup>[4]</sup>,以及通过简化几何精度因子(Geometric Dilution of Precision, GDOP)的计算过程和采用优化算法减少 GDOP 的计算次数<sup>[5-6]</sup>。然而,上述算法仍存在计算复杂以及忽略选星颗数对导航性能的影响等问题。为充分利用多星座卫星导航系统带来的优势,同时,降低因可见卫星增加给接收机运算带来

的负担,需要研究多星座快速选星算法。

粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法常用于处理非线性复杂系统的优化问题,已经在很多领域(如卫星导航、系统控制、图像处理等)中得到应用<sup>[7-8]</sup>,将该算法应用到多星座选星过程中,能够减少 GDOP 的计算次数,从而达到快速选星的目的。PSO 选星算法能够减少一半以上的选星时间,但是相对于遍历法选星,该算法的选星结果仍存在不稳定性,GDOP 的计算误差在 0~0.7 范围内<sup>[9]</sup>。

本文分析了 PSO 选星算法参数的变化对选星结果以及选星时间的影响,并提出用自适应惯性权重和模拟退火算法改进 PSO 选星过程,通过

收稿日期: 2019-04-01; 录用日期: 2019-05-31; 网络出版时间: 2019-07-02 08:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1358.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61571309,61703287); 中央高校基本科研业务费专项资金(3132016317); 辽宁“百千万人才工程”项目(04021407); 辽宁省自然科学基金(2019-MS-251); 辽宁省教育厅科研项目(L201705,L201716); 辽宁省高等学校优秀人才支持计划(LR2016069)

\* 通信作者. E-mail: wanges\_2016@126.com

**引用格式:** 王尔申, 杨迪, 王传云, 等. PSO 选星算法参数分析与改进[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2133-2138.  
WANG E S, YANG D, WANG C Y, et al. Parameter analysis and improvement of PSO satellite selection algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2133-2138 (in Chinese).

仿真实验验证改进后的算法性能。

# 1 PSO 选星算法参数的影响

PSO 选星算法主要包括提取可见卫星、编码、建立初始种群、选取适应度函数、粒子位置/速度更新,以及搜索空间几何结构较好的可见星子集等 6 个部分。

假设当前时刻接收机接收  $n$  颗可见星的导航信号,从中选出  $m$  颗卫星。将所有可见卫星按照每  $m$  颗为一组进行组合,每种组合方式被视为一个粒子。令种群规模为  $M$ ,从  $C_n^m$  种可见星组合中选取  $M$  个组合,形成初始种群  $G_0 = \{x_i\} (i=1, 2, \dots, M)$ ; 种群中第  $i$  个粒子表示为  $x_i = [x_{i,1}, x_{i,2}, \dots, x_{i,m}]$ ,  $x$  为卫星编号,  $m$  为选星数目; 速度  $v_i = [v_{i,1}, v_{i,2}, \dots, v_{i,m}]$ , 粒子按照式(1)和式(2)进行迭代搜索:

$$v_i(t+1) = \omega v_i(t) + c_1 r_1 [\mathbf{pbest} - x_i(t)] + c_2 r_2 [\mathbf{gbest} - x_i(t)] \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (1)$$

$$x_i(t+1) = x_i(t) + v_i(t+1) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

式中:  $\omega$  为惯性权重;  $c_1$  和  $c_2$  为加速系数;  $r_1$  和  $r_2$  为  $[0, 1]$  之间的随机数。

粒子下一时刻的速度取决于当前时刻速度  $v_i(t)$ 、个体最佳位置  $\mathbf{pbest}$  以及全局最佳位置  $\mathbf{gbest}$ 。 $\mathbf{pbest}$  定义为粒子在迭代过程中,最小适应度函数值所对应的位置;  $\mathbf{gbest}$  定义为当前种群中最小适应度函数值所对应的粒子位置。经过有限次的迭代,种群中的粒子将以大概率收敛到某个值,最终搜索到 GDOP 最小的卫星子集。

在 PSO 算法中,参数的选取对结果起到关键作用,PSO 选星算法中的参数包括:种群规模  $M$ , 惯性权重  $\omega$ , 加速系数  $c_1$  和  $c_2$ , 随机数  $r_1$  和  $r_2$ 。对于 PSO 算法的“早熟”问题,研究者进行了不同程度的改进<sup>[10]</sup>,但改进算法的最优参数还需要从具体应用出发,根据经验值选取。

## 1.1 惯性权重对算法性能的影响

Shi 和 Eberhart<sup>[11-12]</sup> 通过实验验证,当  $\omega < 0.8$  时,PSO 选星算法具有很强的局部搜索能力,能够以很快的速度收敛到全局最优解;当  $\omega > 1.2$  时,算法具有很强的全局搜索能力,但收敛速度较慢;当  $0.8 \leq \omega \leq 1.2$  时,算法收敛到全局最优解的可能性相对上述 2 种情况大,而且收敛速度适中。为此,研究自适应改变惯性权重,提高算法性能。

算法的终止迭代次数设置为 50 代,加速系数  $c_1 = c_2 = 2$ , 种群规模  $M = 100$ , 惯性权重  $\omega$  分别取值为 0.4, 0.6, 0.8, 0.9, 1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4,

1.6, 每种惯性权重取值进行 10 次仿真实验,其平均 GDOP 值及选星耗时结果如表 1 所示。

表 1 惯性权重对 PSO 选星算法性能的影响

Table 1 Effect of inertia weight on PSO satellite selection algorithm performance

惯性权重 $\omega$	平均 GDOP	最大 GDOP	最小 GDOP	平均选星耗时/s
0.4	2.3204	2.3645	2.2510	1.517
0.6	2.3145	2.4196	2.2510	1.566
0.8	2.3185	2.3585	2.2510	1.546
0.9	2.2880	2.4196	2.2510	1.548
1.0	2.3457	2.3707	2.2510	1.527
1.1	2.2998	2.4811	2.2510	1.626
1.2	2.3273	2.5402	2.2510	1.538
1.3	2.3434	2.3707	2.2510	1.561
1.4	2.3529	2.4605	2.2510	1.544
1.6	2.3425	2.4269	2.2510	1.539

将算法的适应度函数定义为计算卫星的 GDOP 值,算法通过多次迭代搜索最小 GDOP 值与其对应的卫星组合。从表 1 中的结果可知,惯性权重在  $0.8 \leq \omega \leq 1.2$  范围内得出的平均适应度函数解最优,  $\omega < 0.8$  或  $\omega > 1.2$  时平均适应度函数解较差,尤其在  $\omega$  较大时粒子的全局搜索能力变差。在 10 次仿真实验中,最小 GDOP 值都是相同的,这表明该算法能够搜索到全局最优解,但是同一历元循环 10 次寻找最小值,对应的选星耗时也变大。此外,PSO 算法的平均选星耗时在 1.5 ~ 1.7 s, 惯性权重对选星耗时影响不大。

## 1.2 加速系数对算法性能的影响

加速系数  $c_1$  和  $c_2$  分别用于调节粒子在个体最优和种群最优方向上的移动步长,从式(1)可以得出,当  $c_1 > c_2$  时,粒子更新速度取决于自身位置与所经过最优位置的比较;当  $c_1 < c_2$  时,粒子更新速度倾向于自身位置与种群最优位置的比较;当  $c_1 = c_2$  时,  $\mathbf{pbest}$  与  $\mathbf{gbest}$  二者共同作用。同样,PSO 选星算法的终止迭代次数设置为 50 代,惯性权重  $\omega = 0.9$ 、种群规模  $M = 100$ , 加速系数  $c_1/c_2$  分别取值为 0.25, 0.5, 1, 2, 3, 4, 每种加速系数取值分别进行 10 次仿真实验,其平均 GDOP 值及选星耗时结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出,  $c_1$  和  $c_2$  的较优组合为 (2, 2)、(4, 2)、(2, 1), 算法的优化效果较好。在算法的更新迭代过程中,需要权衡考虑算法收敛速度和全局最优解。

## 1.3 种群规模对算法性能的影响

基本 PSO 算法需要调节的参数较少,其中一个参数就是种群的大小,也可称为种群规模。种群规模通常根据待解决问题的难易程度凭经验值

选取,一般取值 20~50 较为常见。本文种群规模  $M$  选取 10 个值进行实验验证,种群规模  $M$  取值如表 3 所示,设定算法的终止迭代次数设置为 50 代,惯性权重  $\omega = 0.9$ ,加速系数  $c_1 = c_2 = 2$ 。对  $M$  的每种取值分别进行 10 次仿真实验,其平均 GDOP 值及选星耗时结果如表 3 所示。

随着种群规模的增大,算法的平均选星时间也随之增加。在种群规模  $M = 30$  时,算法选星耗时为 0.54 s,且在 10 次实验中能够找到目标函数值。算法性能并没有随着种群规模的增大呈现递增趋势。同时考虑 GDOP 和选星耗时参数,在粒子群算法用于选星问题中,种群规模  $M$  在 70~100 之间算法的综合性能较好。

表 2 加速系数对算法性能的影响

Table 2 Effect of acceleration factor on algorithm performance

加速系数	$c_1/c_2$	平均 GDOP	最大 GDOP	最小 GDOP	平均选星耗时/s
$c_1 = 1, c_2 = 4$	0.25	2.3394	2.3801	2.2510	1.559
$c_1 = 1, c_2 = 2$	0.5	2.3483	2.5402	2.2510	1.573
$c_1 = 1, c_2 = 1$	1	2.3551	2.4196	2.2510	1.616
$c_1 = 1.5, c_2 = 1.5$	1	2.3819	2.5402	2.2510	1.566
$c_1 = 2, c_2 = 2$	1	2.2951	2.3474	2.2510	1.569
$c_1 = 0.5, c_2 = 0.5$	1	2.4035	2.5402	2.2510	1.557
$c_1 = 0.25, c_2 = 0.25$	1	2.3577	2.5099	2.2510	1.578
$c_1 = 4, c_2 = 2$	2	2.2985	2.3707	2.2510	1.573
$c_1 = 2, c_2 = 1$	2	2.3083	2.4196	2.2510	1.638
$c_1 = 1, c_2 = 0.5$	2	2.3662	2.4196	2.2510	1.565
$c_1 = 3, c_2 = 1$	3	2.3294	2.4605	2.2510	1.579
$c_1 = 4, c_2 = 1$	4	2.3179	2.3707	2.2510	1.581

表 3 种群规模对算法性能的影响

Table 3 Effect of population sizes on algorithm performance

种群规模 $M$	平均 GDOP	最大 GDOP	最小 GDOP	平均选星耗时/s
30	2.405439541	2.509928411	2.2510	0.5461948
50	2.332476761	2.419611127	2.2510	0.8282437
70	2.289530344	2.364511595	2.2510	1.1279882
90	2.308514516	2.358491188	2.2510	1.4412797
100	2.292758802	2.419611127	2.2510	1.5869754
110	2.317243548	2.419611127	2.2510	1.7939208
120	2.326449813	2.540188469	2.2510	1.9247318
150	2.312394223	2.370668208	2.2510	2.4918322
180	2.283993701	2.334593796	2.2510	2.7759295
200	2.306857579	2.370668208	2.2510	3.1238965

## 2 自适应模拟退火 PSO 选星算法

对于 PSO 算法在选星问题中的应用,通过仿真实验调节算法各参数,从上述的实验结果可以看出:算法参数的选取直接影响算法性能以及选星耗时。因此,若是固定算法参数,只能采取折中方式,平衡算法性能和选星耗时之间的关系。然

而折中选取参数的优化效果往往并不理想,这就要求算法的参数能够随着迭代次数自适应调整。算法在刚进入迭代时,种群中粒子差异大,全局搜索能力强,而经过多次迭代搜索后,种群中粒子逐渐趋近全局最优值,此时的搜索调整比较慢,而且不能保证搜索到全局最优,从而出现算法“早熟”问题。本文采用自适应模拟退火粒子群优化(Adaptive Simulated Annealing Particle Swarm Optimization, ASAPSO)算法优化选星过程,以提高算法搜索结果的准确性。

### 2.1 自适应惯性权重

从式(1)可以看出,当  $\omega \geq c_1$  且  $\omega \geq c_2$  时,粒子将不受个体最优  $p_{best}$  和全局最优  $g_{best}$  的影响,按照原有的速度运动,种群中粒子很难收敛;而当  $\omega \rightarrow 0$  时,粒子下一时刻速度与当前速度无关,种群中粒子快速收敛,此时得到的搜索结果是当前种群最优值,而非问题解空间的最优值,这就是算法的“早熟”问题,因而,惯性权重  $\omega$  的大小直接影响着算法的搜索结果。本文采用随粒子目标值大小的不同而改变的自适应惯性权重,其更新公式为

$$\omega = \begin{cases} \omega_{\min} + \frac{(\omega_{\max} - \omega_{\min})(f_i - f_{\min})}{f_{\text{avg}} - f_{\min}} & f_i \leq f_{\text{avg}} \\ \omega_{\max} & f_i > f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\omega_{\max}$  和  $\omega_{\min}$  分别为惯性权重  $\omega$  的最大值和最小值; $f_i$  为粒子的适应值; $f_{\text{avg}}$  和  $f_{\min}$  分别为种群中粒子的平均适应值和最小适应值<sup>[13]</sup>。

### 2.2 结合模拟退火的 PSO 算法

模拟退火(Simulated Annealing, SA)是一种根据金属的冷却和退火方式而产生的用于解决组合优化问题的算法<sup>[14-16]</sup>。引入模拟退火算法是给性能较差的粒子赋予一定的选中概率,提高粒子的多样性,从而增强算法的全局搜索能力<sup>[17]</sup>。

算法首先通过给定初始温度  $T_0$ ,随着温度的降低,能够以一定概率接受较差的解,温度与接受较差解概率的关系为

$$p = e^{-\frac{(f_i - f_g)}{T}} \quad (4)$$

式中: $p$  为接受较差解的概率; $f_g$  为种群中粒子最优适应度值; $T$  为温度,温度越高,接受较差解的概率就会较大。为此,算法在应用过程中通常设置较高的初始温度,提高粒子的全局搜索能力,而经过一定比率降温后,逐渐减小搜索空间,直到收敛到全局最优解。

### 2.3 ASAPSO 选星算法流程

假设当前时刻接收机接收到可见卫星数为  $n$  颗,从中选取  $m$  颗空间几何结构较好的卫星,基

于 ASAPSO 选星算法的步骤如下:

**步骤 1** 提取可见卫星、编码、形成初始种群。

**步骤 2** 初始化。

- 1) 初始化种群中粒子的位置。
- 2) 设初始温度  $T_0 = -f_g / \ln 0.2$ 。
- 3) 计算各粒子的适应值  $f_i$ , 平均适应值  $f_{avg}$ 。
- 4) 令种群中 GDOP 最小的粒子为初始最佳群体位置 **gbest**, 各粒子自身位置为最佳位置 **pbest**。

**步骤 3** 进入迭代。

- 1) 根据式(3)更新权重  $\omega$ 。
- 2) 根据式(1)和式(2)更新粒子位置和速度。
- 3) 如果新粒子的适应值优于 **pbest** 的适应值, **pbest** 设为当前个体极值; 如果当次迭代种群中最佳适应值优于 **pbest** 的适应值, **pbest** 设为当前全局极值。
- 4) 根据式(4)计算接受较差解概率。
- 5) 生成随机数  $r, r \in (0, 1)$ , 如果  $r < \min[1, p]$ , 粒子进入新位置, 返回步骤 3)。
- 6) 冷却:  $T_{k+1} = \lambda T_k$ , 其中,  $k$  为迭代次数,  $\lambda$  为降温速率。

**步骤 4** 判断是否达到最大迭代次数, 如果满足, 输出 **pbest** 及适应值, 否则, 返回步骤 3。

改进后的算法在迭代过程中, 当粒子的新位置比当前位置适应值小时, 粒子移动到新位置; 当新位置的适应值大于当前位置适应值时, 粒子不一定舍弃新位置, 而是通过接受差值概率决定粒子是否移动到新位置。

### 3 实验验证与结果分析

为了验证 ASAPSO 选星算法的性能, 实验所用的计算机 CPU 处理器 (i5-4570, 3.20 GHz)、RAM 4 GB, 通过实际的导航数据进行仿真实验, 导航电文和观测文件来自于 IGS (International GNSS Service) 网站, 北斗/GPS 接收机坐标为  $[-2279827.3156, 5004704.3094, 3219776.2093]$  m, 选星颗数为 6。

卫星位置由导航星历计算, 卫星的截止高度角设为  $5^\circ$ , 仿真开始时刻为 2016-07-31 00:00:00, 仿真时长为 3 h, 仿真步长为 1 min。

图 1 为相同时刻情况下 ASAPSO 和 PSO 选星算法在迭代搜索过程中的 GDOP 变化。在 ASAPSO 选星算法中, 粒子经过 50 次迭代搜索到全局最小值, 选星时间为 2.736 459 s, ASAPSO 算法能够实现快速选星。从图中曲线可以看出, ASAPSO 具有从局部极值“跳出”的能力, 在迭代次数为 15~25 时, 算法搜索的结果在 2.45 附近, 而在第 26 次迭代中, 算法“跳出”局部极值, 搜索到全局最优解, 说明 ASAPSO 算法能够提高选星结果的准确性。

仿真时长为 3 h 的 PSO、自适应 PSO 和 ASAPSO 选星算法 GDOP 计算误差结果如图 2 所示, 其误差定义为 SPSO 选星算法所得到的 GDOP 值与遍历法选星所得到 GDOP 值的差值, 从图 2(a)~图 2(c) 可知, 通过自适应调整惯性权重改进的 PSO 选星算法 GDOP 误差趋于零的时间点多于 PSO 选星算法, 而 ASAPSO 选星算法得出的 GDOP 误差图中, 有 64.7% 的点的 GDOP 误差为 0, 该算法很大程度地改善了搜索结果的准确性, 且计算误差在 0~0.45 范围内。

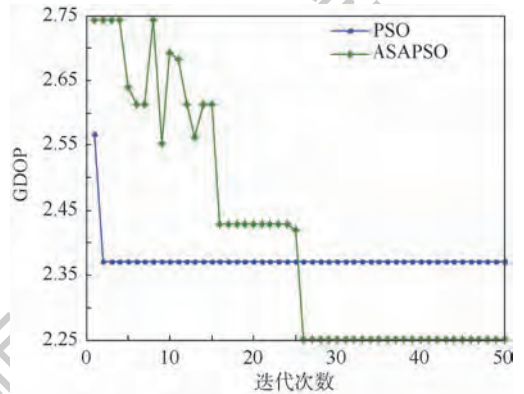


图 1 PSO 和 ASAPSO 选星算法 GDOP 变化  
Fig.1 GDOP changes in PSO and ASAPSO satellite selection algorithm

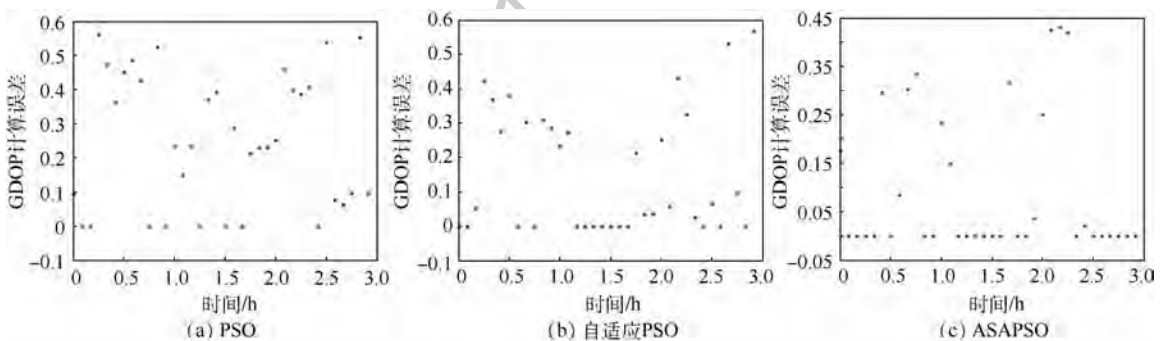


图 2 PSO、改进 PSO 及 ASAPSO 选星算法的 GDOP 计算误差

Fig.2 GDOP calculation error of PSO, improved PSO and ASAPSO satellite selection algorithm

## 4 结 论

本文研究了 PSO 选星算法中的各项参数对选星结果和耗时的影响,给出了参数的选取范围,并提出自适应惯性权重和模拟退火算法改进 PSO 选星过程,通过仿真实验,得出以下结论:

1) 惯性权重  $0.8 \leq \omega \leq 1.2$ , 加速系数  $c_1$  和  $c_2$  的较优组合 (2,2)、(4,2)、(2,1), 种群规模  $70 \leq M \leq 100$ , 选星算法在该参数下搜索结果更为准确。

2) ASAPSO 选星算法的单次选星耗时为 2.736 459 s, 选星结果误差在 0 ~ 0.45。该算法能够实现快速选星,且提高了 PSO 选星算法的搜索准确性。

3) ASAPSO 选星算法能够解决 PSO 选星算法的搜索结果不稳定问题。

### 参考文献 (References)

- [1] DEANE B, LEO E, DEBORAH L. GNSS evolutionary architecture study Phase II Report [R]. Washington, D. C.: FAA, 2010.
- [2] ZHENG Z Y, HUANG C, FENG C G, et al. Selection of GPS satellites for the optimum geometry[J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2004, 28: 80-87.
- [3] DONG S H. A closed-form formula for GPS GDOP computation [J]. GPS Solutions, 2009, 13(3): 183-190.
- [4] 霍航宇, 张晓林. 组合卫星导航系统的快速选星方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 273-282.
- HUO H Y, ZHANG X L. Fast satellite selection method for integrated navigation systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 273-282 (in Chinese).
- [5] BLANCO-DELGADO N, NUNES F D. Satellite selection method for multi-constellation GNSS using convex geometry [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(9): 4289-4297.
- [6] 宋丹, 许承东, 胡春生, 等. 基于遗传算法的多星座选星方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 300-308.
- SONG D, XU C D, HU C S, et al. Satellite selection with genetic algorithm under multi-constellation [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 300-308 (in Chinese).
- [7] WANG E S, JIA C Y, TONG G, et al. Fault detection and isolation in GPS receiver autonomous integrity monitoring based on chaos particle swarm optimization-particle filter algorithm [J]. Advances in Space Research, 2018, 61(9): 1260-1272.
- [8] 冯智博, 黄宏光, 李奕. 基于改进粒子群算法的 WSN 覆盖优化策略 [J]. 计算机应用研究, 2011, 28(4): 1272-1275.
- FENG Z B, HUANG H G, LI Y. Strategy of wireless sensor networks coverage optimization by improved particle swarm algorithm [J]. Application Research of Computers, 2011, 28(4): 1272-1275 (in Chinese).
- [9] 王尔申, 贾超颖, 曲萍萍, 等. 基于混沌粒子群优化的北斗/GPS 组合导航选星算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 259-265.
- WANG E S, JIA C Y, QU P P, et al. Research on BDS/GPS integrated navigation fast selection algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 259-265 (in Chinese).
- [10] 胥小波, 郑康锋, 李丹, 等. 新的混沌粒子群优化算法 [J]. 通信学报, 2012, 33(1): 24-30.
- XU X B, ZHENG K F, LI D, et al. New chaos-particle swarm optimization algorithm [J]. Journal on Communications, 2012, 33(1): 24-30 (in Chinese).
- [11] SHI Y H, EBERHART R C. A modified particle swarm optimizer [C] // IEEE International Conference on Evolutionary Computation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 69-73.
- [12] EBERHART R C, SHI Y H. Particle swarm optimization: developments, applications and resources [C] // Proceedings of the 2001 Congress on Evolutionary Computation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 81-86.
- [13] KURU L, OZTURK A, KURU E, et al. Determination of voltage stability boundary values in electrical power systems by using the chaotic particle swarm optimization algorithm [J]. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, 2015, 64(15): 873-879.
- [14] WU G, WANG H, PEDRYCZ W, et al. Satellite observation scheduling with a novel adaptive simulated annealing algorithm and a dynamic task clustering strategy [J]. Computers & Industrial Engineering, 2017, 113: 576-588.
- [15] ASSAD A, DEEP K. A hybrid harmony search and simulated annealing algorithm for continuous optimization [J]. Information Sciences, 2018, 450: 246-266.
- [16] TAVARES R S, MARTINS T C, TSUZUKI M S G. Simulated annealing with adaptive neighborhood: A case study in off-line robot path planning [J]. Expert Systems with Applications, 2011, 38(4): 2951-2965.
- [17] 薛永生, 吴立尧. 基于模拟退火的改进粒子群算法研究及应用 [J]. 海军航空工程学院学报, 2018, 33(2): 248-252.
- XUE Y S, WU L Y. Research and application of improved PSO algorithm based on simulated annealing [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2018, 33(2): 248-252 (in Chinese).

### 作者简介:

王尔申 男, 博士, 教授。主要研究方向: 卫星导航、航空电子技术。

# Parameter analysis and improvement of PSO satellite selection algorithm

WANG Ershen<sup>1,2,\*</sup>, YANG Di<sup>1</sup>, WANG Chuanyun<sup>3</sup>, QU Pingping<sup>1</sup>, PANG Tao<sup>1</sup>, LAN Xiaoyu<sup>1</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. School of Computer Science and Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** Multi-constellation integrated navigation can provide users with more visible satellites; however, the computational complexity of the navigation receiver will also be increased. Therefore, part visible satellites are selected instead of all visible satellites for receiver position solution, which becomes a hot spot in satellite selection algorithm research. The particle swarm optimization (PSO) is introduced into the satellite selection process by the PSO fast satellite selection algorithm. Through this method, not only the time for selecting satellite is reduced, but also the fast selection of the Beidou/GPS integrated constellation is implemented. The influence of the algorithm's key parameters such as inertia weighting factor, acceleration coefficient and population size on the performance of PSO satellite selection algorithm is studied. In addition, since PSO satellite selection algorithm is easy to fall into the local optimum for the search process, the adaptive simulated annealing particle swarm optimization (ASAPSO) algorithm is proposed to optimize the process of satellite selection algorithm. Moreover, the adaptive adjustment of evolutionary parameters with adaptive value, the adjustment of particle velocity in combination with simulated annealing algorithm are introduced in order to enhance the ability of the algorithm to jump out of local extremum. The algorithm is verified by using real navigation data, and the results demonstrate that the ASAPSO algorithm not only can ensure the satellite selection time, but also can improve the accuracy of the search results. Moreover, the performance of the ASAPSO satellite selection algorithm is better than that of the PSO satellite selection algorithm.

**Keywords:** multi-constellation integrated navigation; Beidou satellite navigation system; GPS; satellite selection; particle swarm optimization (PSO); simulated annealing algorithm

**Received:** 2019-04-01; **Accepted:** 2019-05-31; **Published online:** 2019-07-02 08:38

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1358.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1358.003.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61571309,61703287); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3132016317); Liaoning Baiqianwan Talents Program (04021407); Natural Science Foundation of Liaoning Province (2019-MS-251); Scientific Study Project for Liaoning Province Department of Education (L201705, L201716); Liaoning Excellent Talents in University (LR2016069)

\* **Corresponding author.** E-mail: [wanges\\_2016@126.com](mailto:wanges_2016@126.com)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0088

# 热力耦合问题数学均匀化方法的物理意义

朱晓鹏<sup>1</sup>, 黄俊<sup>2,3</sup>, 陈磊<sup>2,3,\*</sup>, 邢誉峰<sup>2</sup>

<sup>1</sup>安徽华电工程咨询设计有限公司, 合肥 230022; <sup>2</sup>北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

<sup>3</sup>北京航空航天大学 合肥创新研究院, 合肥 230012)



**摘 要:** 针对复合材料周期结构热力耦合问题, 通过构造各阶摄动项的全解耦格式, 推导了高阶数学均匀化方法(MHM)的数学表达式, 并使用加权残量方法将其转换为易于编程实现的矩阵列式。将弹性影响函数和热影响函数分别比拟为弹性虚拟位移和热虚拟位移, 通过弹性虚拟载荷和热虚拟载荷的自平衡特性、量纲分析及几何直观等角度揭示了各阶影响函数和摄动位移的物理意义, 并指出二阶摄动位移对于细观结构分析的必要性。数值计算结果验证了高阶MHM矩阵列式及物理意义分析的正确性。

**关键词:** 周期复合材料结构; 数学均匀化方法(MHM); 热力耦合; 摄动位移; 物理意义

**中图分类号:** O302

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2139-13

复合材料具有比强度高、比刚度大等优点, 广泛应用于航天、航空工业领域。众所周知, 对于很多复合材料的宏观解, 如低阶频率和模态, 可以使用等应变模型或等应力模型<sup>[1]</sup>及其他均匀化方法<sup>[2]</sup>求解, 但相对于宏观应力分析, 细观结构分析要复杂很多。为了在计算精度和效率之间达到平衡, 各种多尺度方法相继被提出, 如数学均匀化方法(MHM)<sup>[3-4]</sup>、广义有限单元方法(GFEM)<sup>[5-6]</sup>、多尺度有限单元方法(MsFEM)<sup>[7-8]</sup>、异类多尺度方法(HMM)<sup>[9-10]</sup>及多尺度特征单元方法(MEM)<sup>[11-12]</sup>。其中, MHM是最具代表性的多尺度方法之一, 因其具有严格的数学逻辑, 且可以包含复合材料所有的细观结构信息, 广泛应用于分析热力耦合作用下的周期复合材料结构响应问题<sup>[13-18]</sup>。

在应用MHM处理热力耦合作用下的复合材料结构响应问题时, 摄动阶次的选择是不可回避的问题, 然而多数文献只考虑了一阶摄动项, 这对

于细观结构物理和力学信息的捕捉往往是不够的<sup>[19]</sup>, 在很多实际工程问题中<sup>[20-25]</sup>, 二阶摄动项对于计算精度的影响不可忽略, 这就需要寻找高阶MHM求解复合材料细观结构的物理和力学属性。Han等<sup>[26-27]</sup>基于二阶均匀化方法处理功能梯度材料的静态热力耦合问题, 准确估计了有效弹性模量和应力应变场, 并基于周期均匀化方法推导了用于求解复合材料弹性问题的二阶摄动项格式。Guan<sup>[20]</sup>和Cui<sup>[22]</sup>等给出了一种二阶多尺度方法用于预测周期复合材料的物理和力学属性, 并应用于实际工程问题中。Allaire和Habibi<sup>[23]</sup>使用双尺度二阶渐进展开方法研究了具有辐射边界条件下的热传导模型, 并证明了均匀化过程中的双尺度收敛。通过二阶摄动项可以更加准确地捕捉到材料内部物理和力学行为的细观信息, 这一结论得到越来越多学者的认可, 然而关于二阶摄动项的必要性问题基本上都是通过具体物理和力学问题的计算精度进行论证和说明, 其结论往

收稿日期: 2019-03-11; 录用日期: 2019-05-28; 网络出版时间: 2019-06-17 11:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190614.1331.001.html

\*通信作者。E-mail: chenlei2019@buaa.edu.cn

**引用格式:** 朱晓鹏, 黄俊, 陈磊, 等. 热力耦合问题数学均匀化方法的物理意义[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2139-2151. ZHU X P, HUANG J, CHEN L, et al. Physical interpretation of mathematical homogenization method for thermomechanical problem[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2139-2151 (in Chinese).

往不具有普遍性。

MHM 本身是具有严密逻辑的数学方法,在处理力学领域具体工程问题时,如何从力学角度解释 MHM 是应用数学学者经常关心的问题,一旦能够研究清楚各阶摄动项的物理意义,无疑将有助于从力学角度确定合适的展开项数或阶次,避免一味追求高阶次或盲目舍弃高于某阶的项。Xing 和 Chen<sup>[28]</sup> 在分析比较各种多尺度方法基础之上,针对线弹性平面问题揭示了 MHM 前三阶摄动项的物理意义,为该方法在数学和力学之间建立了联系,并通过物理意义的分析得到了二阶摄动项与一阶摄动项同为摄动主项的结论。除此之外,鲜有其他关于 MHM 物理意义研究的报道。相对于线弹性问题 MHM 物理意义的研究,热力耦合问题 MHM 各阶摄动项中同时包含弹性影响函数和热影响函数,以致出现更多、更复杂的虚拟载荷形式,其物理解释也变得复杂,然而确定热力耦合问题 MHM 的物理意义将有助于更好地理解和应用该方法处理具体的力学和物理问题,并且从物理机理的角度研究合适的展开阶次所得到的结论相对于通过具体力学和物理问题的研究所得到的结论更具有普遍性。

在此背景下,本文首先通过构造 MHM 各阶摄动项的全解耦格式,推导热力耦合问题 MHM 高阶摄动项的数学表达式及矩阵列式;其次将弹性影响函数和热影响函数分别比拟为弹性虚拟位移和热虚拟位移,利用热力耦合问题 MHM 矩阵列式实现方法、量纲分析方法和虚拟载荷自平衡性质,分别给出热特征位移和弹性特征位移的空间矢量图,再借助构造有限元位移场和温度场中广义坐标的概念,给出了各阶弹性虚拟位移、热虚拟位移和摄动项的物理意义,并通过物理意义的分析得到了二阶摄动项的必要性依据;最后通过数值算例和最小势能泛函计算结果验证了热力耦合问题 MHM 有限元矩阵列式推导和物理意义分析的正确性。

## 1 热力耦合问题 MHM 的数学表达式和有限元矩阵列式

基于微观结构的周期性和单胞域的一致性假设,均匀化理论可以解耦成为微观结构异质边界值的单胞问题和宏观问题,对于结构线性小变形问题,热力耦合的应力-应变关系为

$$\sigma_{ij} = E_{ijmn}^e (e_{mn}^{\text{tot}} - e_{mn}^t) \quad (1)$$

式中:  $\sigma_{ij}$  为应力张量;  $E_{ijmn}$  为弹性常数张量; 上标

$\varepsilon$  代表结构中的不同材料;  $e_{mn}^{\text{tot}}$  为总应变;  $e_{mn}^t$  为热应变。

总应变-位移和热应变分别表示为

$$e_{mn}^{\text{tot}} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_m^e}{\partial x_n} + \frac{\partial u_n^e}{\partial x_m} \right) \quad (2)$$

$$e_{mn}^t = a_{mn}^e T_{mn} \quad (3)$$

式中:  $u^e$  为真实位移;  $a_{mn}$  为热膨胀系数;  $T$  为结构温差。

将式(2)和式(3)代入式(1),并考虑弹性常数张量的对称性可以得到

$$\sigma_{ij} = E_{ijmn}^e \left( \frac{\partial u_m^e}{\partial x_n} - a_{mn}^e T_{mn} \right) \quad (4)$$

二维周期复合材料控制方程为一致椭圆偏微分方程,其具有 Dirichlet 边界条件<sup>[29]</sup>:

$$\begin{cases} -\frac{\partial}{\partial x_j} \left( E_{ijmn}^e \left( \frac{\partial u_m^e}{\partial x_n} - a_{mn}^e T_{mn} \right) \right) = f_i & x \in \Omega \\ u^e = 0 & x \in \partial\Omega \end{cases} \quad (5)$$

真实位移  $u_m^e$  的渐进展开形式为包含宏观尺度和微观尺度的函数:

$$u_m^e = u_m^0 + \eta u_m^1 + \eta^2 u_m^2 + \eta^3 u_m^3 + \dots \quad (6)$$

式中: 均匀化位移  $u_m^0$  由均匀化结构计算得到, 摄动位移  $u_m^j(x, y)$  包含 2 个尺度, 且在  $y$  上具有周期性;  $\eta$  为单胞尺寸和周期结构尺寸的比值。

文献[15]给出了一阶摄动项的全解耦格式和影响函数控制方程(包括弹性影响函数和热影响函数), 本文在此基础上推导了任意阶次摄动项的全解耦格式和影响函数控制方程, 如表 1 所示。影响函数仅与微观尺度相关且在  $y$  上具有周期性, 宏观场(宏观位移场和温度场)及其各阶导数为宏观尺度  $x$  的函数; 影响函数控制方程中的微分算子  $\nabla_{y_j}$  和  $\nabla_{y_j} \cdot$  分别表示微观尺度  $y$  的散度和旋度,  $T(x)$  和  $a_{kl}^e$  分别为结构温差函数和热膨胀系数。  $\chi_{1m}^{kl}$  和  $\psi_{1m}$  分别为一阶弹性影响函数和一阶热影响函数,  $\chi_{2m}^{klp}$  和  $\psi_{2m}^t$  分别为二阶弹性影响函数和二阶热影响函数, 以此类推。将影响函数比拟为虚拟位移, 其中弹性影响函数比拟为弹性虚拟位移, 热影响函数比拟为热虚拟位移, 影响函数控制方程右端项对应为弹性虚拟载荷和热虚拟载荷, 此时影响函数控制方程与一般结构平衡方程在形式上相同。从表 1 中的摄动位移全解耦格式及影响函数控制方程可以得到以下结论:

1) 一阶弹性影响函数控制方程右端项的

表 1 摄动位移及影响函数控制方程

Table 1 Perturbation displacements and governing equation of influence functions

摄动位移	影响函数控制方程
	一阶弹性影响函数
$u_m^1(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = -\chi_{1m}^{kl}(\mathbf{y}) \frac{\partial u_k^0(\mathbf{x})}{\partial x_l} - \psi_{1m}(\mathbf{y}) T(\mathbf{x})$	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \chi_{1m}^{kl}) = \nabla_{y_j} \cdot E_{ijkl}^e$
	一阶热影响函数
	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \psi_{1m}^{kl}) = -\nabla_{y_j} \cdot E_{ijkl}^e a_{kl}^e$
	二阶弹性影响函数
$u_m^2(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = -\chi_{2m}^{klp}(\mathbf{y}) \frac{\partial^2 u_k^0(\mathbf{x})}{\partial x_l \partial x_p} - \psi_{2m}^e(\mathbf{y}) \frac{\partial T(\mathbf{x})}{\partial x_p}$	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \chi_{2m}^{klp}) = -E_{ijmnp}^e \nabla_{y_n} \chi_{1m}^{kl} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \chi_{1m}^{kl} + E_{ipkl}^e - E_{ipkl}^H$
	二阶热影响函数
	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \psi_{2m}^{klp}) = -E_{ijmnp}^e \nabla_{y_n} \psi_{1m}^{kl} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \psi_{1m}^{kl} + E_{ipkl}^e a_{kl}^e - E_{ipkl}^H a_{kl}^H$
	三阶弹性影响函数
$u_m^3(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = -\chi_{3m}^{klpq}(\mathbf{y}) \frac{\partial^3 u_k^0(\mathbf{x})}{\partial x_l \partial x_p \partial x_q} - \psi_{3m}^{klpq}(\mathbf{y}) \frac{\partial^2 T_{kl}(\mathbf{x})}{\partial x_p \partial x_q}$	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \chi_{3m}^{klpq}) = -E_{ijmnpq}^e \nabla_{y_n} \chi_{2m}^{klp} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \chi_{2m}^{klp} - E_{iqmp}^e \chi_{1m}^{kl}$
	三阶热影响函数
	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \psi_{3m}^{klpq}) = -E_{ijmnpq}^e \nabla_{y_n} \psi_{2m}^{klp} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \psi_{2m}^{klp} - E_{iqmp}^e \psi_{1m}^{kl}$
	s 阶弹性影响函数
$u_m^s(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = -\chi_s(\mathbf{y}) \frac{\partial^s u_k^0(\mathbf{x})}{\partial x_l \partial x_p \partial x_q \dots} - \psi_s(\mathbf{y}) \frac{\partial^{s-1} T_{kl}(\mathbf{x})}{\partial x_p \partial x_q \dots}$	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \chi_s) = -E_{ijmnp}^e \nabla_{y_n} \chi_{s-1} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \chi_{s-1} - E_{iqmp}^e \chi_{s-2}$
	s 阶热影响函数
	$\nabla_{y_j} \cdot (E_{ijmn}^e \nabla_{y_n} \psi_s) = -E_{ijmnp}^e \nabla_{y_n} \psi_{s-1} - \nabla_{y_j} \cdot E_{ijmp}^e \psi_{s-1} - E_{iqmp}^e \psi_{s-2}$

$\nabla_{y_j} \cdot E_{ijkl}^e$  和一阶热影响函数控制方程右端项的  $-\nabla_{y_j} \cdot E_{ijkl}^e a_{kl}^e$  由单胞内材料参数所决定, 与其他因素无关, 且为分段集中虚拟载荷, 分布在单胞内的基体和夹杂交界处, 在单胞域内自平衡。

2) 二阶弹性影响函数控制方程右端项和二阶热影响函数控制方程右端项的虚拟载荷在单胞域内自平衡, 其中  $E_{ipkl}^e - E_{ipkl}^H$  和  $E_{ipkl}^e a_{kl}^e - E_{ipkl}^H a_{kl}^H$  ( $E^H$  和  $a^H$  分别为均匀化弹性常数张量和均匀化热膨胀系数) 只和材料本身相关, 三阶及以上虚拟位移控制方程右端项不再包含仅和材料本身相关的项, 均和低阶影响函数相关, 而影响函数与单胞边界条件密切相关, 所以可以得到一阶和二阶摄动项是摄动主项, 不可忽略, 即使用 MHM 处理周期复合材料热力耦合问题时需要摄动到二阶以保证计算精度。

3) 三阶及以上阶次影响函数控制方程具有相同的递推形式。

热力耦合问题 MHM 的应用分 3 步实施: ①求解单胞问题, 得到各阶热影响函数、弹性影响函数及均匀化材料参数  $E^H$  和  $a^H$ ; ②求解各阶宏观位移场导数和温度场导数; ③求解 MHM 真实位移和应力。

表 1 中各阶弹性影响函数和热影响函数控制方程的矩阵列式可以归纳为

$$\begin{cases} \mathbf{K}^e \boldsymbol{\chi}_r = \mathbf{F}_r^E \\ \mathbf{K}^e \boldsymbol{\psi}_r = \mathbf{F}_r^T \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $r = 1, 2, \dots, a$  为展开阶次;  $\mathbf{K}^e$  为单胞细观结构刚度矩阵;  $\boldsymbol{\chi}_r$  为弹性影响函数;  $\boldsymbol{\psi}_r$  为热影响函数;  $\mathbf{F}_r^E$  为弹性自平衡虚拟载荷;  $\mathbf{F}_r^T$  为热自平衡虚拟载荷。

$$\begin{cases} \mathbf{K}^e = \sum_{e=1}^a \int_{Y^e} \mathbf{B}^T \mathbf{E}^e \mathbf{B} dY^e \\ \boldsymbol{\chi}_r = \sum_{e=1}^a \boldsymbol{\chi}_r^e \\ \boldsymbol{\psi}_r = \sum_{e=1}^a \boldsymbol{\psi}_r^e \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \mathbf{F}_1^E = \sum_{e=1}^a \int_{Y^e} \mathbf{B}^T \mathbf{E}^e dY^e \\ \mathbf{F}_1^T = - \sum_{e=1}^a \int_{Y^e} \mathbf{B}^T \mathbf{E}^e \{ a_{kl}^e \} dY^e \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \mathbf{F}_2^E = \sum_{e=1}^a \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_1^H - \mathbf{E}_1^e \quad \mathbf{E}_2^H - \mathbf{E}_2^e ] dY^e \right) + \sum_{e=1}^a \left( \int_{Y^e} [ ( \mathbf{N}^T \mathbf{E}_1^e \mathbf{B} - \mathbf{B}^T \mathbf{E}_3^e \mathbf{N} ) \boldsymbol{\chi}_1^e \quad ( \mathbf{N}^T \mathbf{E}_2^e \mathbf{B} - \mathbf{B}^T \mathbf{E}_4^e \mathbf{N} ) \boldsymbol{\chi}_1^e ] dY^e \right) \\ \mathbf{F}_2^T = \sum_{e=1}^a \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_1^e \{ a_{kl}^e \} - \mathbf{E}_1^H \{ a_{kl}^H \} \quad \mathbf{E}_2^e \{ a_{kl}^e \} - \mathbf{E}_2^H \{ a_{kl}^H \} ] dY^e \right) + \sum_{e=1}^a \left( \int_{Y^e} [ ( \mathbf{N}^T \mathbf{E}_1^e \mathbf{B} - \mathbf{B}^T \mathbf{E}_3^e \mathbf{N} ) \boldsymbol{\psi}_1^e \quad ( \mathbf{N}^T \mathbf{E}_2^e \mathbf{B} - \mathbf{B}^T \mathbf{E}_4^e \mathbf{N} ) \boldsymbol{\psi}_1^e ] dY^e \right) \end{cases} \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned}
 \mathbf{F}_s^E &= \sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_5^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-2}^e \quad \mathbf{E}_6^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-2}^e \quad \mathbf{E}_7^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-2}^e \right. \\
 &\quad \left. \mathbf{E}_8^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-2}^e ] dY^e \right) + \\
 &\sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_1^e \mathbf{B} \boldsymbol{\chi}_{s-1}^e \quad \mathbf{E}_2^e \mathbf{B} \boldsymbol{\chi}_{s-1}^e ] dY^e \right) - \\
 &\sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{B}^T [ \mathbf{E}_3^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-1}^e \quad \mathbf{E}_4^e \mathbf{N} \boldsymbol{\chi}_{s-1}^e ] dY^e \right) \\
 \mathbf{F}_s^T &= \sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_5^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-2}^e \quad \mathbf{E}_6^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-2}^e \quad \mathbf{E}_7^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-2}^e \right. \\
 &\quad \left. \mathbf{E}_8^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-2}^e ] dY^e \right) + \\
 &\sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{N}^T [ \mathbf{E}_1^e \mathbf{B} \boldsymbol{\psi}_{s-1}^e \quad \mathbf{E}_2^e \mathbf{B} \boldsymbol{\psi}_{s-1}^e ] dY^e \right) - \\
 &\sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{B}^T [ \mathbf{E}_3^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-1}^e \quad \mathbf{E}_4^e \mathbf{N} \boldsymbol{\psi}_{s-1}^e ] dY^e \right)
 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中:

$$\left\{ \begin{aligned}
 \mathbf{E}^H &= \sum_{e=1} \frac{1}{|Y|} \int_{Y^e} (\mathbf{E}^e - \mathbf{E}^e \mathbf{B} \boldsymbol{\chi}_1^e) dY^e \\
 \{\boldsymbol{\beta}_{kl}^H\} &= \sum_{e=1} \frac{1}{|Y|} \int_{Y^e} (\mathbf{E}^e \{a_{kl}^e\} + \mathbf{E}^e \mathbf{B} \{\boldsymbol{\psi}_1^e\}) dY^e \\
 \{a_{kl}^H\} &= [\mathbf{E}^H]^{-1} \{\boldsymbol{\beta}_{kl}^H\} = [a^H \quad a^H \quad 0]^T
 \end{aligned} \right. \quad (12)$$

其中:  $s = 3, 4, 5 \dots$ ;  $e$  为单胞内的子单元数量;  $Y^e$  表示单胞内子单元的区域; 式(8)和式(9)中  $\mathbf{E}^e$  表示周期结构内不同材料的弹性常数矩阵, 式(10)和式(11)中的弹性常数矩阵在文献[28]附录A中给出;  $\mathbf{B}$  为应变矩阵;  $\boldsymbol{\chi}$  为弹性影响函数矩阵;  $\boldsymbol{\psi}$  为热影响函数矩阵;  $\mathbf{N}$  为形函数矩阵;  $\mathbf{B}$ 、 $\boldsymbol{\chi}$ 、 $\boldsymbol{\psi}$ 、 $\mathbf{N}$  的维度取决于使用有限元(FEM)计算时所选择的单元阶次。

以线性矩阵单元为例,  $\mathbf{N}$  为  $2 \times 8$  矩阵, 形式如下:

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中:  $N_i (i = 1, 2, 3, 4)$  为单胞内子单元4个节点的形函数。此时  $\mathbf{B}$  为  $3 \times 8$  矩阵, 与标准有限元方法形式相同; 一阶影响函数  $\boldsymbol{\chi}_1$  和  $\boldsymbol{\psi}_1$  分别为  $8 \times 3$  矩阵和  $8 \times 1$  矩阵, 二阶影响函数  $\boldsymbol{\chi}_2$  和  $\boldsymbol{\psi}_2$  分别为  $8 \times 6$  矩阵和  $8 \times 2$  矩阵, 三阶影响函数  $\boldsymbol{\chi}_3$  和  $\boldsymbol{\psi}_3$  分别为  $8 \times 12$  矩阵和  $8 \times 4$  矩阵, 更高阶次影响函数矩阵的维度以此类推。

在表1中, 一阶弹性影响函数  $\boldsymbol{\chi}_{1m}^{kl}$  的上标  $k = 1, 2$  和  $l = 1, 2$  具有3种不同的组合方式, 即  $kl =$

[11, 22, 12], 这3种组合方式分别与  $\boldsymbol{\chi}_1$  的3列一一对应,  $\boldsymbol{\chi}_2$  和  $\boldsymbol{\chi}_3$  与之类似, 上标  $klp = [111, 221, 121, 112, 222, 122]$ ,  $klpq = [1111, 2211, 1211, 1121, 2221, 1221, 1112, 2212, 1212, 1122, 2222, 1222]$  分别对应  $\boldsymbol{\chi}_2$  和  $\boldsymbol{\chi}_3$  的6列和12列。热影响函数与弹性影响函数的上标形式相同, 但意义不同, 主要由于弹性常数矩阵包含泊松比, 存在剪切作用, 而热膨胀系数在平面问题中的2个方向具有相同的数值, 即  $kl = 11$  与  $kl = 22$  相同且没有剪应变, 是为了与弹性常数矩阵拥有相同的形式所构造的形式, 即

$$\begin{cases} a_{kl}^e = [a^e \quad a^e \quad 0] \\ a_{kl}^H = [a^H \quad a^H \quad 0] \end{cases} \quad (14)$$

所以  $\boldsymbol{\psi}_{1m}^{kl}$  中的  $kl = [11]$ , 即  $\boldsymbol{\psi}_{1m}^{kl}$  只有1列, 与  $\boldsymbol{\psi}_{1m}^{kl}$  相似,  $\boldsymbol{\psi}_{2m}^{klp}$  和  $\boldsymbol{\psi}_{3m}^{klpq}$  分别依次对应上标  $klp = [111, 112]$  和  $klpq = [1111, 1121, 1112, 1122]$  的2列和4列。

结构由于热膨胀作用只产生线应变, 剪应变为0, 所以这种由于热变形产生的应变可以看作结构的初始应变  $\boldsymbol{\epsilon}_0$ 。对于二维问题,  $\boldsymbol{\epsilon}_0$  的表达式为

$$\boldsymbol{\epsilon}_0 = a^H \sum_{i=1}^4 N_i T_i [1 \quad 1 \quad 0]^T \quad (15)$$

所以均匀化宏观问题可以表达为

$$\sum_{e=1} \left( \int_{Y^e} \mathbf{B}^T \mathbf{E}^H \mathbf{B} dY^e \right) \mathbf{u}^0 = \sum_{e=1} \int_{Y^e} \mathbf{N}^T \mathbf{f} dY^e + \sum_{e=1} \int_{Y^e} \mathbf{B}^T \mathbf{E}^H \boldsymbol{\epsilon}_0 dY^e \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{f}$  为外载荷。

在实际工程应用中, 一般将一个单胞或多个单胞作为一个宏观单元处理, 提高计算效率。

在得到宏观位移及其各阶导数、各阶温差场导数及摄动位移后, 结构真实细观位移可以使用如下渐进展开表达式得到:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{u}^e &= \mathbf{u}^0 - \eta (\boldsymbol{\chi}_1 \frac{\partial \mathbf{u}^0}{\partial x} + \boldsymbol{\psi}_1 T) - \eta^2 (\boldsymbol{\chi}_2 \frac{\partial^2 \mathbf{u}^0}{\partial x^2} + \boldsymbol{\psi}_2 \frac{\partial T}{\partial x}) - \\
 &\quad \eta^3 (\boldsymbol{\chi}_3 \frac{\partial^3 \mathbf{u}^0}{\partial x^3} + \boldsymbol{\psi}_3 \frac{\partial^2 T}{\partial x^2})
 \end{aligned} \quad (17)$$

式中:  $\partial \mathbf{u}^0 / \partial x$ 、 $\partial^2 \mathbf{u}^0 / \partial x^2$  及  $\partial^3 \mathbf{u}^0 / \partial x^3$  分别与  $\boldsymbol{\chi}_1$ 、 $\boldsymbol{\chi}_2$  和  $\boldsymbol{\chi}_3$  的上标  $kl$ 、 $klp$  和  $klpq$  的组合相对应求得;  $\partial T / \partial x$  和  $\partial^2 T / \partial x^2$  分别与  $\boldsymbol{\psi}_2$ 、 $\boldsymbol{\psi}_3$  的上标  $klp$  和  $klpq$  的组合相对应求得。

从以上求解公式可以看出, 热力耦合问题MHM解耦形式都可以使用有限元方法得到。由式(17)可以看出, MHM的显著优点为细观尺度的解可以用宏观尺度来表示, 这意味着在得到结构单胞的影响函数后, 其计算精度取决于宏观位移、宏

观位移场导数和宏观温度场导数的求解精度。

## 2 热力耦合问题 MHM 的物理解释

从热力耦合问题 MHM 的计算公式和实现过程可以看出,其物理意义取决于弹性影响函数  $\chi_r$  和热影响函数  $\psi_r$ ,或用于求解影响函数控制方程右端项的自平衡虚拟载荷  $F_r^E$  和  $F_r^T$ 。

在本文中,自平衡表示虚拟载荷在单胞域内的积分或者单胞内所有节点的虚拟载荷之和为 0,  $F_r^E$  和  $F_r^T$  分别称为弹性虚拟载荷和热虚拟载荷,之所以称为虚拟载荷,是因为其在单胞内并非真实存在;从式(8)可以看出,  $K^e$  为单胞模型的刚度矩阵,所以  $\chi_r$  和  $\psi_r$  可以看作与虚拟载荷相对应的虚拟位移矩阵,虚拟位移矩阵取决于虚拟载荷,而各阶虚拟载荷相互独立,且与结构外载荷及温差无关。

用于求解  $\chi_1$  的弹性自平衡虚拟载荷  $F_1^E$  的单位为 N,单胞刚度矩阵  $K^e$  的单位为 N/m,所以  $\chi_1$  的单位为 m;同理可得,  $F_2^E$  的单位为 N·m,  $\chi_2$  的单位为 m<sup>2</sup>,  $F_3^E$  的单位为 N·m<sup>2</sup>,  $\chi_3$  的单位为 m<sup>3</sup>。用于求解  $\psi_1$  的热自平衡虚拟载荷  $F_1^T$  的单位为 N/K,所以  $\psi_1$  的单位为 m/K,同理可得,  $F_2^T$  的单位为 N·m,  $\psi_2$  的单位为 m<sup>2</sup>/K,  $F_3^T$  的单位为 N·m<sup>2</sup>,  $\psi_3$  的单位为 m<sup>3</sup>/K。

### 2.1 二维周期复合材料单胞结构

对于单胞模型内部一个线性子单元,用于求解一阶弹性影响函数  $\chi_1$  的弹性自平衡虚拟载荷形式为

$$\begin{cases} F_1^E = \frac{E^e}{2(1-\nu^2)} \cdot \begin{bmatrix} -1 & -\nu c & 1 & -\nu c & 1 & \nu c & -1 & \nu c \\ -\nu & -c & \nu & -c & \nu & c & -\nu & c \\ -\mu c & -\mu & -\mu c & \mu & \mu c & \mu & \mu c & -\mu \end{bmatrix}^T \\ \mu = \frac{1-\nu}{2} \\ c = \frac{l_1}{l_2} \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $\nu$  为泊松比;  $l_1$  和  $l_2$  分别为矩形子单元沿着坐标轴  $x_1$  和  $x_2$  方向的长度。显然,如果  $l_1 = l_2$  或  $c = 1$ ,即正方形子单元,  $F_1^E$  的第 1 列(与  $kl = 11$  相对应)中每个节点沿着坐标轴  $x_1$  和  $x_2$  方向的比值为  $\pm 1/\nu$ ,第 2 列(与  $kl = 22$  相对应)中每个节点沿着坐标  $x_1$  和  $x_2$  方向的比值为  $\pm \nu$ ,第 3 列(与  $kl = 12$  相对应)中每个节点沿着坐标  $x_1$  和  $x_2$  方向的比值为  $\pm 1$ 。

同理,对于单胞模型内部一个线性子单元,用

于求解一阶弹性影响函数  $\psi_1$  的热自平衡虚拟载荷形式为

$$F_1^T = \frac{E^e}{2(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} -(1+\nu)a^e & -(1+\nu)ca^e \\ (1+\nu)a^e & -(1+\nu)ca^e & (1+\nu)a^e \\ (1+\nu)ca^e & -(1+\nu)a^e & (1+\nu)ca^e \end{bmatrix}^T \quad (19)$$

显然,如果  $l_1 = l_2$  或  $c = 1$ ,即正方形子单元,  $F_1^T$  中的每个节点沿着坐标轴  $x_1$  和  $x_2$  方向的比值为  $\pm 1$ 。

图 1 为包含 3 块夹杂的二维单胞细分网格模型。为了更加清晰地给出虚拟载荷矩阵中每一列矢量图,在本文中选取夹杂和基体的弹性模量分别为 50 GPa 和 60 GPa,热膨胀系数分别为  $1.5 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$  和  $1 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ ,泊松比均为 0.2。前三阶虚拟载荷和影响函数的物理意义讨论如下:

#### 1) $F_1^T$ 和 $F_1^E, \psi_1$ 和 $\chi_1$

在文献[28]中,针对线弹性问题 MHM 分别给出了包含 1 块夹杂单胞结构和包含 4 块夹杂单胞结构的  $F_1^E$  矢量分布图。所以在本文中,针对热力耦合问题 MHM 给出包含 3 块夹杂单胞结构的  $F_1^T$  和  $F_1^E$  矢量示分布,如图 2 所示。图 2(a)对应  $F_1^T$  矩阵的 1 列,图 2(b)~(d)分别对应  $F_1^E$  矩阵的 3 列,可以得到:

① 只要夹杂的材料性质相同,在每一块夹杂上相同位置节点上的矢量都是相同的,这个结论普遍成立,与单胞包含夹杂的数量无关。

②  $F_1^T$  和  $F_1^E$  是由单胞的材料属性所决定的,而与边界条件无关,如式(18)和式(19)所示,  $F_1^E$  矩阵所包含的 3 列可以看成是 3 种相互独立的分段线性载荷作用在平面结构上,而  $F_1^T$  矩阵所包含的 1 列可以看成是 1 个独立的分段线性载荷作用在平面结构上。

③  $\psi_1$  和  $\chi_1$  反映了单胞内材料的不连续性,因为它们是由分布在夹杂和基体交界处节点的分

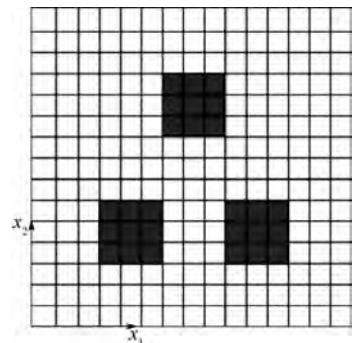


图 1 包含 3 块夹杂的二维周期复合材料单胞结构

Fig. 1 2D periodical composites unit cell structures with 3 inclusions

段线性载荷计算得到的。另一方面也反映了夹杂和基体之间的相互作用,是单胞内材料不均匀性的最基本关系,因为在基体和夹杂的内部节点是没有载荷作用的。

④  $u^1$  为一阶摄动主项,本质上是  $\chi_1$  矩阵的 3 列和  $\psi_1$  的 1 列虚拟位移的线性组合,所以一般来说,如果基体和夹杂的弹性模量、热膨胀系数相差不大时,使用 MHM 处理周期结构复合材料热力耦合问题摄动到一阶的精度就足够了。

2)  $F_2^T$  和  $F_2^E, \psi_2$  和  $\chi_2$

图 3 给出了用于求解二阶影响函数的虚拟载荷矢量示意图。图 3(a)、(b) 分别对应  $F_2^T$  的 2 列向量,即  $klp = 111, 112$ ; 图 3(c) ~ (h) 依次分别对应  $F_2^E$  矩阵中的 6 列向量,即  $klp = 111, 221, 121, 112, 222$  和  $122$ 。

①  $F_2^T$  和  $F_2^E$  矩阵表达式中的第一项中所包含的均匀化弹性常数张量  $E^H$ 、均匀化热膨胀系数  $a^H$ 、材料的弹性模量  $E^e$  及材料的热膨胀系数  $a^e$  与单胞边界条件无关,如式(10)所示,所以  $u^2$  和  $u^1$  一样同为主项而不可忽略。 $F_2^E$  和  $F_2^T$  矩阵表达式中的第 2 项分别与  $\chi_1$  和  $\psi_1$  有关,即与单胞边

界条件相关。

②  $F_2^T$  和  $F_2^E$  是面载荷,在基体和夹杂内部均不为 0,所以相对于  $F_1^T$  和  $F_1^E$  刻画了更详细的细观信息,而由  $F_2^T$  和  $F_2^E$  分别计算得到的  $\psi_2$  和  $\chi_2$  反映了单胞内基体与夹杂及基体内部、夹杂内部复杂的相互关系。

3)  $F_3^T$  和  $F_3^E, \psi_3$  和  $\chi_3$

图 4 给出了用于求解三阶影响函数的虚拟载荷矢量示意图。图 4(a) ~ (d) 依次分别对应  $F_3^T$  矩阵的 4 列向量,即  $klpq = 1111, 1121, 1112, 1122$ ; 图 4(e) ~ (p) 依次分别对应  $F_3^E$  矩阵中的 12 列向量,即  $klpq = 1111, 2211, 1211, 1121, 2221, 1221, 1112, 2212, 1212, 1122, 2222, 1222$ 。从式(11)可以看出,  $F_3^E$  与  $F_1^E, F_2^E$  及  $F_3^T$  与  $F_1^T, F_2^T$  的明显不同就是  $F_3^E$  的矩阵表达式中同时含有  $\chi_1$  和  $\chi_2, F_3^T$  的矩阵表达式中同时含有  $\psi_1$  和  $\psi_2$ , 即完全与单胞的边界条件联系在一起。从矢量示意图可以看出,  $F_3^E$  和  $F_3^T$  要比  $F_2^E$  和  $F_2^T$  更加复杂,刻画了更加详细的细观信息,因为所有节点上的矢量在 2 个方向上均不为 0,所以  $\chi_3$  和  $\psi_3$  也就能够反映单胞内部材料之间复杂的相互关系。综合来

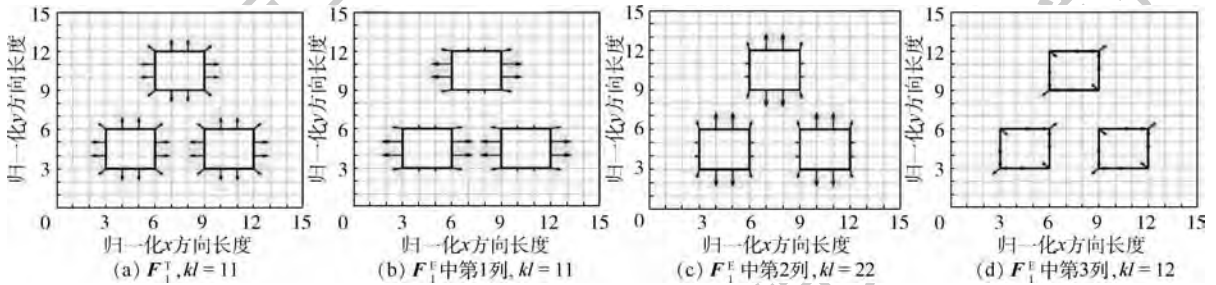


图 2 一阶虚拟载荷矢量图

Fig. 2 First-order virtual load vector

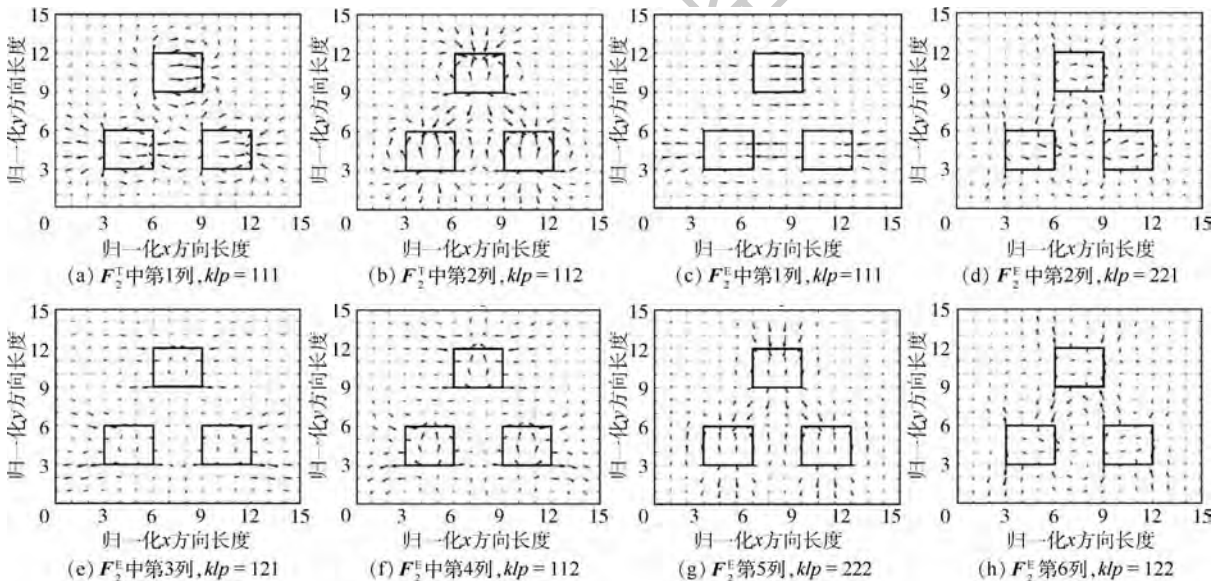


图 3 二阶虚拟载荷矢量图

Fig. 3 Second-order virtual load vector

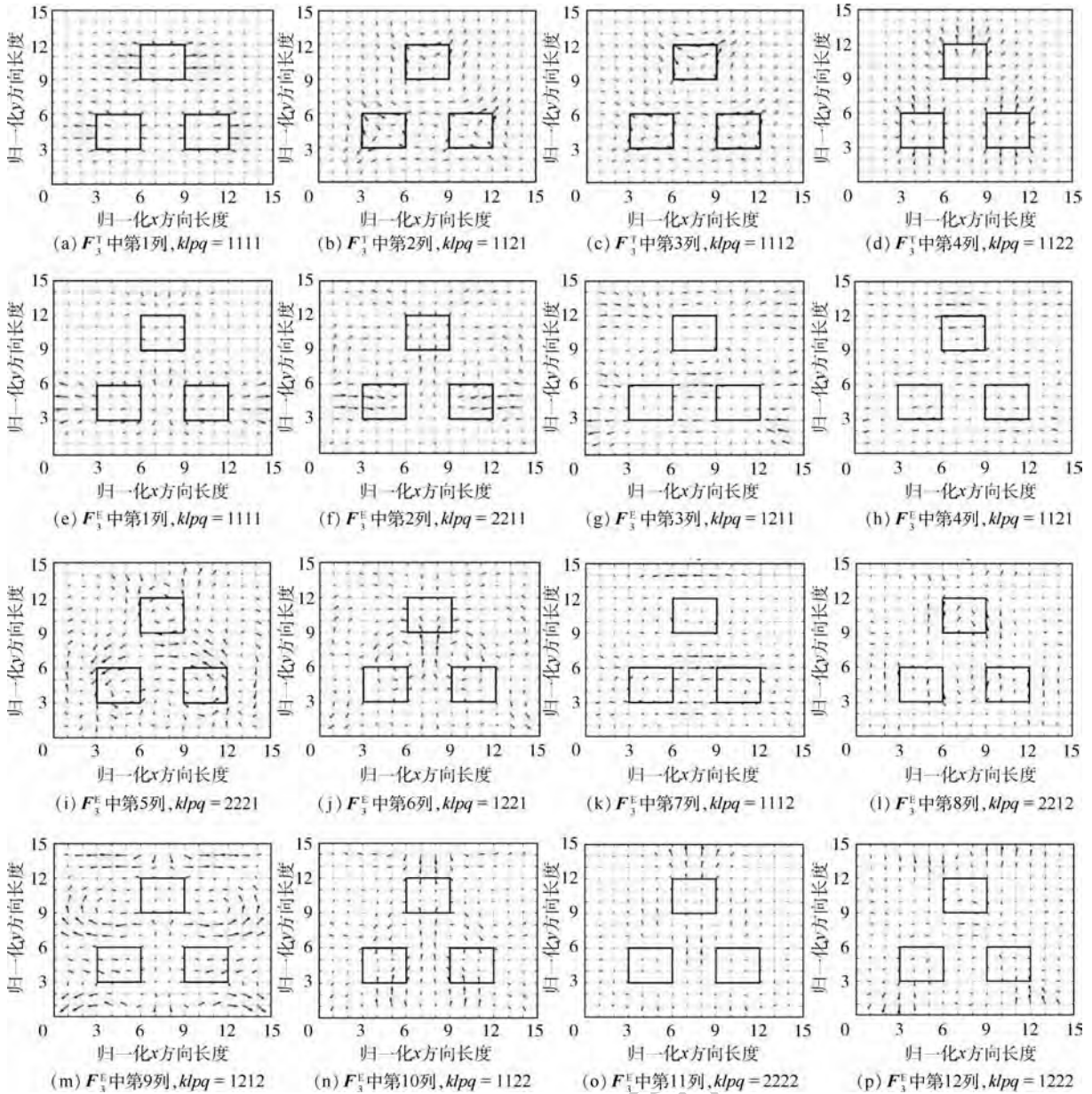


图 4 三阶虚拟载荷矢量图

Fig. 4 Third-order virtual load vector

说,  $u^3$  主要由  $u^1$  和  $u^2$  构成且与单胞边界条件密切相关, 所以  $u^3$  可以认为是高阶扰动项。从式(11)可以得到, 当  $s \geq 3$  时, 虚拟载荷矩阵表达式都有相同的递推形式, 所以更高阶扰动项都可以有类似的解释。

综合前三阶虚拟载荷矢量示意图可以得到以下结论:

1) 一阶弹性影响函数  $\chi_1$  和一阶热影响函数  $\psi_1$  反映的是单胞内基体和夹杂之间的相互作用的结果, 一阶扰动项  $u^1$  是  $\chi_1$  矩阵中 3 列向量和  $\psi_1$  的线性组合, 反映单胞微观信息的位移场; 包含一阶扰动项的 MHM 计算精度对于基体和夹杂之间弹性模量和热膨胀系数相差不大的情况下是足够精确的。

2)  $F_2^E$  和  $F_2^T$  矩阵表达式中的第 1 项只包含均匀化弹性模量及材料的热膨胀系数, 与单胞边界条件无关, 而第 2 项及  $F_r^E$ 、 $F_r^T$  ( $r \geq 3$ ) 都和单胞边界条件相关, 所以二阶扰动项与一阶扰动项均为主项。

3) 一阶影响函数  $\chi_1$  和  $\psi_1$  反映了基体内部、夹杂内部及基体和夹杂相互作用的结果, 二阶扰动项  $u^2$  是  $\chi_2$  矩阵中 6 列向量线性组合与  $\psi_2$  矩阵中 2 列向量线性组合的和, 反映单胞内材料更加准确的微观信息, 所以对于一般周期复合材料而言, 包含二阶扰动项的 MHM 的计算精度是足够的, 但对于单胞内的基体和夹杂材料参数相差特别大的周期复合材料, 极限情况下, 如具有孔洞的周期结构, 将孔洞视为夹杂, 则基体和

夹杂的材料弹性模量比例无限大,或某些颗粒增强结构,基体和夹杂的弹性模量比值无限小,此时包含二阶摄动项的计算精度是否足够需要专门研究。

## 2.2 周期复合材料杆单胞结构

文献[28]中给出了线性单元杆单胞弹性虚拟载荷和弹性特征位移分析结果,本文使用二次单元分析杆单胞的弹性影响函数和热影响位移,以及与之相对应的弹性虚拟载荷和热虚拟载荷。

考虑包含一块夹杂的杆单胞,如图5所示,对于这样简单的问题可以推导出其解析解形式。使用3个二次杆单元计算该单胞模型,该情况下, $m=k=l=p=q=1$ 。 $E_1$ 和 $E_2$ 分别表示基体和夹杂的弹性模量, $a_1$ 和 $a_2$ 分别为基体和夹杂的热膨胀系数, $L$ 为单元长度, $A$ 为横截面积。

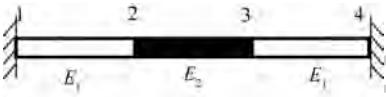


图5 包含一块夹杂的周期复合材料杆单胞结构  
Fig. 5 Periodical composites rod unit cell structure with one inclusion

针对图5中的一个子单元,各阶影响函数

控制方程如下:

1) 一阶热影响函数控制方程

$$\frac{AE_g}{3L} \begin{bmatrix} 7 & -8 & 1 \\ -8 & 16 & -8 \\ 1 & -8 & 7 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\chi_{11}^{11})_1 \\ (\chi_{11}^{11})_2 \\ (\chi_{11}^{11})_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -AE_g a_g \\ 0 \\ AE_g a_g \end{bmatrix} \quad (20)$$

2) 一阶弹性影响移函数控制方程

$$\frac{AE_g}{3L} \begin{bmatrix} 7 & -8 & 1 \\ -8 & 16 & -8 \\ 1 & -8 & 7 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\psi_{11}^{11})_1 \\ (\psi_{11}^{11})_2 \\ (\psi_{11}^{11})_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -AE_g \\ 0 \\ AE_g \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中: $(\chi_{11}^{11})$ 和 $(\psi_{11}^{11})$ 的下标1、2和3分别表示子单元的左、中和右节点;下标 $g$ 为1或2,分别代表基体和夹杂。

从式(20)和式(21)可以看出,其右端项只有虚拟集中载荷 $AE^i a^i$ 和 $AE^i$ ,使用固支边界条件且根据节点位移协调条件,则 $(\chi_{11}^{11})_1^1 = (\chi_{11}^{11})_3^2 = 0$ , $(\chi_{11}^{11})_1^2 = (\chi_{11}^{11})_2^1$ , $(\chi_{11}^{11})_2^2 = (\chi_{11}^{11})_1^3$ ,装配3个单元分别得到单胞结构的弹性影响函数控制方程和热影响函数控制方程为

$$\frac{A}{3L} \begin{bmatrix} 16E_1 & -8E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -8E_1 & 7E_1 + 7E_2 & -8E_2 & E_2 & 0 \\ 0 & -8E_2 & 16E_2 & -8E_2 & 0 \\ 0 & E_2 & -8E_2 & 7E_1 + 7E_2 & -8E_1 \\ 0 & 0 & 0 & -8E_1 & 16E_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\psi_{11}^{11})_2 \\ (\psi_{11}^{11})_3 \\ (\psi_{11}^{11})_4 \\ (\psi_{11}^{11})_5 \\ (\psi_{11}^{11})_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ AE_1 a_1 - AE_2 a_2 \\ 0 \\ AE_2 a_2 - AE_1 a_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\frac{A}{3L} \begin{bmatrix} 16E_1 & -8E_1 & 0 & 0 & 0 \\ -8E_1 & 7E_1 + 7E_2 & -8E_2 & E_2 & 0 \\ 0 & -8E_2 & 16E_2 & -8E_2 & 0 \\ 0 & E_2 & -8E_2 & 7E_1 + 7E_2 & -8E_1 \\ 0 & 0 & 0 & -8E_1 & 16E_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\chi_{11}^{11})_2 \\ (\chi_{11}^{11})_3 \\ (\chi_{11}^{11})_4 \\ (\chi_{11}^{11})_5 \\ (\chi_{11}^{11})_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ AE_1 - AE_2 \\ 0 \\ AE_2 - AE_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

分别求解方程可得到单胞结构弹性影响函数和热影响函数为

$$[(\psi_{11}^{11})_2 \quad (\psi_{11}^{11})_3 \quad (\psi_{11}^{11})_4 \quad (\psi_{11}^{11})_5 \quad (\psi_{11}^{11})_6] = \lambda_1 \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} & -1 & 0 & 1 & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$[(\chi_{11}^{11})_2 \quad (\chi_{11}^{11})_3 \quad (\chi_{11}^{11})_4 \quad (\chi_{11}^{11})_5 \quad (\chi_{11}^{11})_6] = \lambda_2 \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} & -1 & 0 & 1 & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中: $\lambda_1 = \frac{L(E_2 a_2 - E_1 a_1)}{E_1 a_1 + 2E_2 a_2}$ 和 $\lambda_2 = \frac{L(E_2 - E_1)}{E_1 + 2E_2}$ 为无

量纲材料参数。

值得注意的是,当相邻2个单元的弹性模量、热膨胀系数均相同时,即均质材料,式(24)右端项为0,同时对于非均质材料,若耦合参数相同( $E_2 a_2 = E_1 a_1$ )时,方程右端项也为0;对比式(25),弹性自平衡虚拟载荷只有在不同弹性模量交界处才非0,即非均质材料,而热自平衡虚拟载荷只有在不相同耦合模量交界处才非0,基体和夹杂内部没有虚拟载荷,所以一阶虚拟载荷反映的是基体和夹杂之间的相互作用,是反映单胞内部结构最基本的信息载体。

式(12)、式(24)、式(25)联立,可得得到均匀化弹性模量和均匀化热膨胀系数分别为

$$\begin{cases} E^H = \frac{3E_1E_2}{E_1 + 2E_2} \\ a^H = \frac{2a_1 + a_2}{3} \end{cases} \quad (26)$$

二阶热虚拟载荷和弹性虚拟载荷分别为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_2^T = \frac{AL(E_2a_2 - E_1a_1)}{6(E_1 + 2E_2)} \\ \quad [-4E_1 \quad 5E_1 - 4E_2 \quad 8E_2 \quad 5E_1 - 4E_2 \quad -4E_1] \\ \mathbf{F}_2^E = \frac{AL(E_2 - E_1)}{6(E_1 + 2E_2)} \\ \quad [-4E_1 \quad 5E_1 - 4E_2 \quad 8E_2 \quad 5E_1 - 4E_2 \quad -4E_1] \end{cases} \quad (27)$$

二阶弹性影响函数和热影响函数分别为

$$\begin{cases} [(\psi_{12}^{III})_2 \quad (\psi_{12}^{III})_3 \quad (\psi_{12}^{III})_4 \quad (\psi_{12}^{III})_5 \quad (\psi_{12}^{III})_6] = \\ \quad \frac{L^2(E_1a_1 - E_2a_2)}{8(E_1 + 2E_2)} [1 \quad 4 \quad 6 \quad 4 \quad 1] \\ [(\chi_{12}^{III})_2 \quad (\chi_{12}^{III})_3 \quad (\chi_{12}^{III})_4 \quad (\chi_{12}^{III})_5 \quad (\chi_{12}^{III})_6] = \\ \quad \frac{L^2(E_2 - E_1)}{8(E_1 + 2E_2)} [1 \quad 4 \quad 6 \quad 4 \quad 1] \end{cases} \quad (28)$$

三阶热虚拟载荷和弹性虚拟载荷分别为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_3^T = \frac{AL^2(E_1a_1 - E_2a_2)}{3(E_1 + 2E_2)} \\ \quad [E_1 \quad -E_1 + 2E_2 \quad 0 \quad E_1 - 2E_2 \quad E_1] \\ \mathbf{F}_3^E = \frac{AL^2(E_2 - E_1)}{3(E_1 + 2E_2)} \\ \quad [E_1 \quad -E_1 + 2E_2 \quad 0 \quad E_1 - 2E_2 \quad E_1] \end{cases} \quad (29)$$

三阶热影响函数和弹性影响函数分别为

$$\begin{cases} [(\psi_{13}^{III})_2 \quad (\psi_{13}^{III})_3 \quad (\psi_{13}^{III})_4 \quad (\psi_{13}^{III})_5 \quad (\psi_{13}^{III})_6] = \\ \quad \frac{L^3(E_2a_2 - E_1a_1)}{48(E_1 + 2E_2)^2} [E_1 - 22E_2 \quad 8(E_1 - 4E_2) \\ \quad 0 \quad -8(E_1 - 4E_2) \quad 22E_2 - E_1] \\ [(\chi_{13}^{III})_2 \quad (\chi_{13}^{III})_3 \quad (\chi_{13}^{III})_4 \quad (\chi_{13}^{III})_5 \quad (\chi_{13}^{III})_6] = \\ \quad \frac{L^3(E_1 - E_2)}{48(E_1 + 2E_2)^2} [E_1 - 22E_2 \quad 8(E_1 - 4E_2) \\ \quad 0 \quad -8(E_1 - 4E_2) \quad 22E_2 - E_1] \end{cases} \quad (30)$$

从二阶虚拟载荷和三阶虚拟载荷形式可以看出,当弹性模量相同时,弹性虚拟载荷为 0,当耦合参数相同时,热虚拟载荷为 0,即在非均质材料交界处,弹性虚拟载荷一定非 0,而热虚拟载荷可能为 0,所以弹性问题只考虑不同材料之间弹性参数的异同,而热问题需要同时考虑弹性参数和热膨胀系数;另一方面,弹性虚拟载荷和热虚拟载荷在单元内部节点不为 0,所以二阶和三阶虚拟载荷除了反映基体和夹杂之间的相互作用,也刻画了基体和夹杂内部更加详细的细观信息。

### 3 数值分析

#### 3.1 二维周期复合材料单胞结构

结构大小为 15 mm × 15 mm,单胞内含有 4 块夹杂,如图 6 所示。基体的弹性模量和热膨胀系数分别为  $E_1 = 2 \times 10^9$  Pa,  $a_1 = 3 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ ,夹杂的弹性模量和热膨胀系数分别为  $E_2 = 6 \times 10^{10}$  Pa,  $a_2 = 1 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ ,基体和夹杂的泊松比均为  $\nu = 0.2$ ,结构温差  $T = 1^\circ(x^2 + y^2)$ 。

分别使用式(12)计算得到均匀化弹性模量和均匀化热膨胀系数分别为  $E^H = 2.67 \times 10^9$  Pa,  $a^H = 2.5 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 。图 7 给出了结构沿 A、B、C、D 上节点在  $x_1$  方向的位移曲线。表 2 给出了结构总势能泛函  $\Pi$  计算结果,其中 FEM 为有限元解,作为标准检验 MHM 的求解精度,MHM1 表示包含一阶摄动项的计算结果,MHM2 表示包含二阶摄动项的计算结果,MHM3 表示包含三阶摄动项的计算结果。结合图 7 和表 2 可以得到:①包含一阶摄动位移的计算结果 MHM1 误差较大;②MHM2 和 MHM3 的精度明显高于 MHM1;③MHM3 精度高于 MHM2。

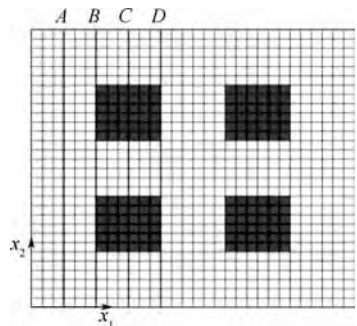


图 6 二维周期复合材料单胞结构

Fig. 6 Unit cell of 2D periodical composite structure

#### 3.2 二维周期复合材料多胞结构

结构大小为 45 mm × 45 mm,包含 5 × 5 个单胞,每个单胞内部含有一块夹杂,如图 8 所示,材料参数及温差和 3.1 节相同。影响函数和宏观位

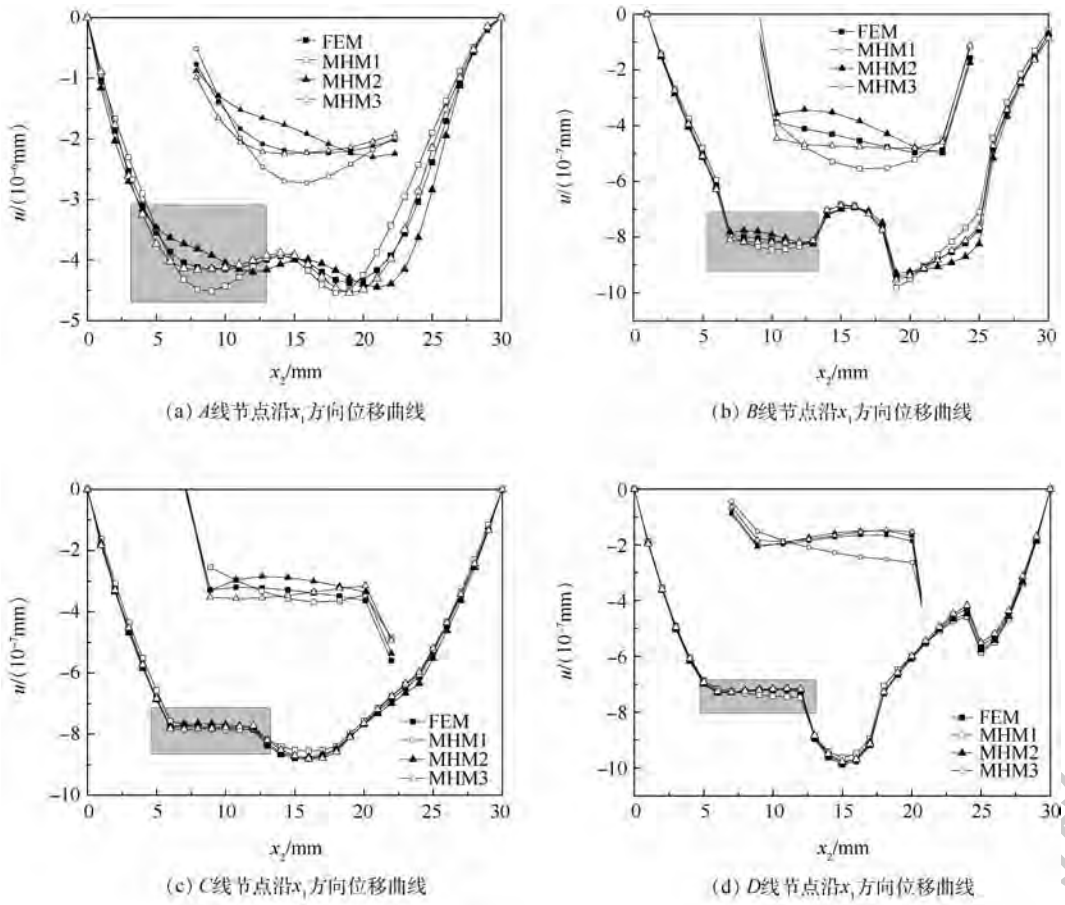


图7 沿纵线A、B、C、D上节点位移曲线

Fig. 7 Nodal displacement curves along longitudinal lines A, B, C and D

表2 二维周期复合材料单胞结构的势能泛函

Table 2 Potential energy function for 2D periodical composites unit cell

摄动位移	$\Pi / (10^{-6} \text{J})$		$\frac{\Pi_{\text{FEM}} - \Pi_{\text{MHM}}}{\Pi_{\text{FEM}}} \times 100\%$
	MHM	FEM	
MHM1	-2.475		15.8
MHM2	-2.916	-2.939	0.78
MHM3	-2.937		0.068

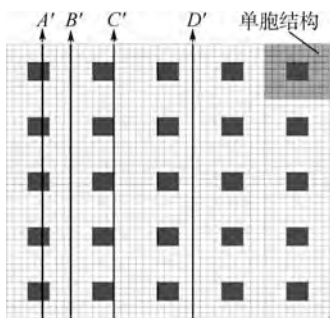


图8 二维周期复合材料多胞结构

Fig. 8 2D periodical composite multi-cell structure

移导数分别使用超单胞周期边界条件和微分求积有限单元法<sup>[30]</sup>计算得到,均匀化弹性模量和均匀化热膨胀系数分别为  $E^H = 2.42 \times 10^9 \text{ Pa}$ ,  $a^H = 2.63 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ 。表3给出了结构的总势能泛函计算结果, FEM、MHM1、MHM2、MHM3 的含义与3.1节相同。图9给出了结构沿A'、B'、C'、D'上节点  $x_1$  方向的位移曲线。结合图9和表3可以得到:①包含一阶摄动位移的计算结果MHM1误差较大;②MHM2和MHM3的计算精度明显好于MHM1;③MHM2和MHM3的计算精度较高,且两者相差不大;④二阶摄动项对计算精度的影响较大,而三阶摄动项对计算精度的影响可以忽略。

表3 二维周期复合材料多胞结构的势能泛函

Table 3 Potential energy function for 2D periodical composite multi-cell structure

摄动位移	$\Pi / (10^{-8} \text{J})$		$\frac{\Pi_{\text{FEM}} - \Pi_{\text{MHM}}}{\Pi_{\text{FEM}}} \times 100\%$
	MHM	FEM	
MHM1	-3.5477		20
MHM2	-4.3356	-4.4361	2.27
MHM3	-4.3968		0.89

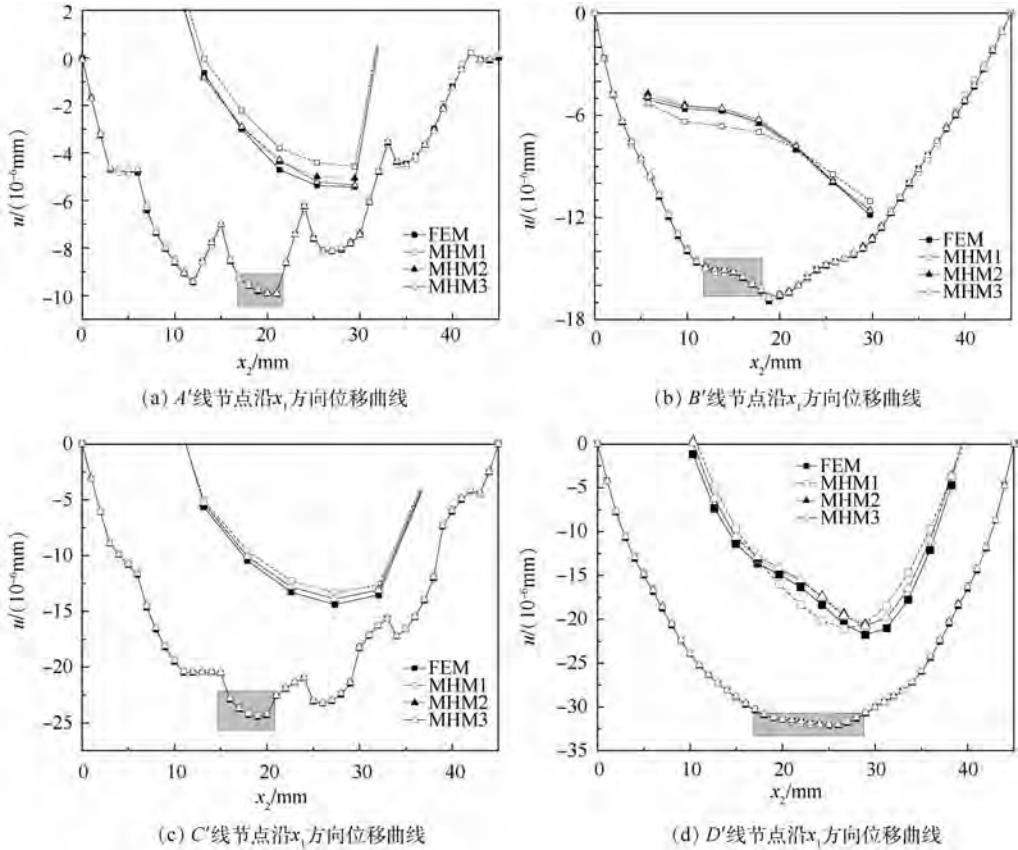


图 9 沿纵线 A'、B'、C'、D' 上节点位移曲线

Fig. 9 Nodal displacement curves along longitudinal lines A', B', C' and D'

## 4 结 论

本文通过构造摄动项的全解耦格式推导了热力耦合问题高阶 MHM 的数学表达式和有限元矩阵列式,将弹性影响函数和热影响函数分别比拟为弹性虚拟位移和热虚拟位移,利用虚拟载荷的自平衡性质、量纲分析和空间矢量分布揭示了各阶摄动项的物理意义;数值算例分析证明了公式推导结果和物理意义分析的正确性。通过热力耦合问题 MHM 各阶摄动项物理意义的分析和数值计算结果,给出了二阶摄动项对于周期复合材料计算精度的必要性依据,为热力耦合问题 MHM 的应用奠定了力学基础。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] BERTHELOT J M. Composite materials: Mechanical behavior and structural analysis[M]. New York: Springer, 1999.  
 [ 2 ] KALIDINDI S R, ABUSAFIEH A. Longitudinal and transverse moduli and strengths of low angle 3-D braided composites[J]. Journal of Composite Materials, 1996, 30(8): 885-905.  
 [ 3 ] BABUSKA I. Solution of interface problems by homogenization, Parts I[J]. SIAM Journal on Mathematical Analysis, 1976, 7(5): 603-634.

[ 4 ] BENSOUSSAN A, LIONS J L. Asymptotic analysis for periodic structures[M]. Amsterdam: North-Holland, 1978.  
 [ 5 ] STROUBOULIS T, BABUSKA I, COPPS K. The generalized finite element method: An example of its implementation and illustration of its performance[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2000, 47(8): 1401-1417.  
 [ 6 ] BABUSKA I, OSBOM J. Generalized finite element methods: Their performance and their relation to mixed methods[J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1983, 20(3): 510-536.  
 [ 7 ] HOU T Y, WU X H. A multiscale finite element method for elliptic problems in composite materials and porous media[J]. Journal of Computational Physics, 1997, 134(1): 169-189.  
 [ 8 ] HOU T Y, WU X H, CAI Z Q. Convergence of a multiscale finite element method for elliptic problems with rapidly oscillating coefficients[J]. Mathematics of Computation, 1999, 68(227): 913-943.  
 [ 9 ] E W, ENGQUIST B. The heterogeneous multiscale methods[J]. Communications in Mathematical Sciences, 2003, 1: 87-132.  
 [ 10 ] E W, ENGQUIST B, LI X T, et al. Heterogeneous multiscale methods: A review[J]. Communications in Computational Physics, 2007, 2(3): 367-450.  
 [ 11 ] XING Y F, YANG Y. An eigenelement method of periodical composite structures[J]. Composite Structures, 2011, 93(2): 502-512.  
 [ 12 ] XING Y F, YANG Y, WANG X M. A multiscale eigenelement method and its application to periodical composite structures

- [J]. *Composite Structures*, 2010, 92: 2265-2275.
- [13] TERADA K, KURUMATANI M, USHIDAI N, et al. A method of two-scale thermo-mechanical analysis for porous solids with micro-scale heat transfer[J]. *Computational Mechanics*, 2010, 46(2): 269-285.
- [14] MUHAMMAD R, ERDATA N, NAOYUKI W, et al. A novel asymptotic expansion homogenization analysis for 3-D composite with relieved periodicity in the thickness direction[J]. *Composites Science and Technology*, 2014, 97: 63-73.
- [15] MUHAMMAD R, ERDATA N, NAOYUKI W, et al. Thermomechanical properties and stress analysis of 3-D textile composites by asymptotic expansion homogenization method[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 60: 378-391.
- [16] BARROQUEIRO B, DIAS-DE-OLIVEIRA J, PINHO-DA-CRUZ J, et al. Practical implementation of asymptotic expansion homogenization in thermoelasticity using a commercial simulation software[J]. *Composite Structures*, 2016, 141: 117-131.
- [17] ZHAI J J, CHENG S, ZENG T, et al. Thermo-mechanical behavior analysis of 3D braided composites by multiscale finite element method[J]. *Composite Structures*, 2017, 176: 664-672.
- [18] 李志青, 冯永平. 一类小周期结构热力耦合问题的双尺度渐近分析[J]. *广州大学学报*, 2016, 15(2): 27-32.  
LI Z Q, FENG Y P. Two-scale asymptotic analysis on one class of thermoelastic coupling problem in small periodic structure [J]. *Chinese Journal of Guangzhou University*, 2016, 15(2): 27-32 (in Chinese).
- [19] YANG Z Q, CUI J Z, ZHOU S. Thermo-mechanical analysis of periodic porous materials with microscale heat transfer by multiscale asymptotic expansion method[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 92: 904-919.
- [20] GUAN X F, LIU X, JIA X, et al. A stochastic multiscale model for predicting mechanical properties of fiber reinforced concrete [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2015, 56-57: 280-289.
- [21] YANG Z Q, CUI J Z, MA Q. The second-order two-scale computation for integrated heat transfer problem with conduction, convection and radiation in periodic porous materials [J]. *Discrete and Continuous Dynamical System-Series B*, 2014, 19(3): 827-848.
- [22] YANG Z Q, SUN Y, CUI J Z. A multiscale algorithm for heat conduction-radiation problems in porous materials with quasi-periodic structures [J]. *Communications in Computational Physics*, 2018, 24(1): 204-233.
- [23] ALLAIRE G, HABIBI Z. Second order corrector in the homogenization of a conductive-radiative heat transfer problem [J]. *Discrete and Continuous Dynamical System-Series B*, 2013, 18(1): 1-36.
- [24] WAN X, CAO L Q, WONG Y S. Multiscale computation and convergence for coupled thermoelastic system in composite materials [J]. *Multiscale Model & Simulation*, 2015, 13(2): 661-690.
- [25] YANG Z Q, CUI J Z, SUN Y, et al. Multiscale analysis method for thermo-mechanical performance of periodic porous materials with interior surface radiation [J]. *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, 2016, 105(5): 323-350.
- [26] HAN F, CUI J Z, YU Y. The statistical second-order two-scale method for thermomechanical properties of statistically inhomogeneous materials [J]. *Computational Materials Science*, 2009, 46(3): 654-659.
- [27] HAN F, CUI J Z, YU Y. The statistical second-order two-scale method for mechanical properties of statistically inhomogeneous materials [J]. *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, 2010, 84(8): 972-988.
- [28] XING Y F, CHEN L. Physical interpretation of multi-scale asymptotic expansion method [J]. *Composite Structures*, 2014, 116: 694-702.
- [29] 郑健龙, 李友云, 钱国平. 多尺度计算方法-均匀化和平均化 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.  
ZHENG J L, LI Y Y, QIAN G P. Multi-scale calculation methods-homogenization and averaging [M]. Beijing: Science Press, 2010 (in Chinese).
- [30] XING Y F, GAO Y H, CHEN L, et al. Solution methods for two key problems in multiscale asymptotic expansion method [J]. *Composite Structures*, 2017, 160: 854-866.

#### 作者简介:

朱晓鹏 男, 本科, 教授级高级工程师。主要研究方向: 结构工程、多尺度方法。

陈磊 男, 博士。主要研究方向: 复合材料力学。

## Physical interpretation of mathematical homogenization method for thermomechanical problem

ZHU Xiaopeng<sup>1</sup>, HUANG Jun<sup>2,3</sup>, CHEN Lei<sup>2,3,\*</sup>, XING Yufeng<sup>2</sup>

(1. Anhui Huadian Engineering Consulting and Design Co., Ltd., Hefei 230022, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Hefei Innovation Research Institute, Beihang University, Hefei 230012, China)

**Abstract:** The mathematical expression of high-order mathematical homogenization method (MHM) is formulated by constructing decoupling form of each order perturbation for the thermomechanical problem of periodical composite structure, and it is converted into a matrix form by weighted residual method, which is convenient for use as standard finite element method. The elastic influence function and the heat influence function are respectively compared to the elastic virtual displacement and the thermal virtual displacement, and the physical interpretation of each order influence function and perturbation displacement are revealed by the self-balancing characteristics and dimensional analysis and geometric visualization. The second-order perturbation displacement is emphasized for the analysis of micro structure. The numerical results verify the correctness of high-order MHM matrix form and the analysis of physical interpretation.

**Keywords:** periodical composite structure; mathematical homogenization method (MHM); thermomechanical; perturbation displacement; physical interpretation

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0101

# 基于最优角度自适应 TSF 的 SRM 直接瞬时转矩控制



刘勇智<sup>1,\*</sup>, 李杰<sup>2</sup>, 鄞成龙<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038)

**摘 要:** 针对开关磁阻电机(SRM)在换相区转矩脉动大、运行效率低的问题,提出了一种基于最优角度自适应转矩分配函数(TSF)的SRM直接瞬时转矩控制(DITC)方法。首先,在电机全速范围内选取部分代表性转速,获得相应转速下最大平均转矩对应的最优开关角;然后,用离散的最优开关角数据训练改进的BP神经网络,获得全速范围内的最优开关角,从而使TSF根据不同转速动态地调整其形状,获得自适应能力,达到抑制换相区转矩脉动的目的。为验证所提方法的有效性,以一台3相6/4极SRM搭建仿真模型和实验平台,结果表明,所提方法有效抑制了换相区的转矩脉动,并提升了系统的运行效率。

**关键词:** 开关磁阻电机(SRM);直接瞬时转矩控制(DITC);转矩脉动;自适应转矩分配函数(TSF);BP神经网络

中图分类号: TM352

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)11-2152-08

开关磁阻电机(Switched Reluctance Motor, SRM)因其结构简单、控制灵活、容错性高,被广泛应用于诸多领域<sup>[1-2]</sup>。然而因其双凸极结构和磁阻最小运行原理,导致SRM表现出非线性、强耦合等特点<sup>[3-4]</sup>,其主要缺点就是转矩脉动大,尤其是在低速运行时,这一问题更加突出<sup>[5-7]</sup>。较大的转矩脉动对SRM的输出特性有很大影响<sup>[8-9]</sup>,直接限制了SRM的推广应用。因此,转矩脉动的抑制受到学者的广泛研究。目前,抑制转矩脉动主要从2个方面进行:一是优化电机结构参数,二是优化电机控制策略。相比而言,优化控制策略更容易实现,并且具有更好的效果,因此本文主要从控制角度研究抑制转矩脉动的方法。

直接瞬时转矩控制(DITC)是近年来提出的一种新的SRM转矩控制方法<sup>[10]</sup>。该方法主要是针对被控SRM,预先测得“电流-转子位置-转矩”

的非线性映射关系,通过实时电流和转子位置信号确定瞬时转矩进行反馈控制,从而使总输出转矩维持恒定。文献[11]针对SRM调速系统存在的外部负载扰动和未知参数波动问题,提出了基于最小学习参数的直接自适应神经网络控制算法的DITC方法,实现SRM高品质调速控制。文献[12]针对无轴承SRM具有双凸极结构、转矩脉动大的问题,采用DITC和直接悬浮力控制(DFC)方法有效抑制其转矩脉动。文献[13]针对SRM DITC系统速度外环控制器中存在非线性饱和、控制器的积分控制环节会对误差进行积累并逐渐使误差增大的问题,提出一种抗饱和和自适应PID控制器,提高了电机速度响应,降低转速脉动,系统稳定性和鲁棒性较好。文献[14]针对SRM在换相阶段由于转矩特性、电压限制、转速升高等因素而引起的转矩脉动问题,研究一种基

收稿日期: 2019-03-13; 录用日期: 2019-07-05; 网络出版时间: 2019-07-13 13:41

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.1604.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.1604.006.html)

基金项目: 国家自然科学基金(61603411)

\*通信作者. E-mail: 13669270428@163.com

引用格式: 刘勇智, 李杰, 鄞成龙. 基于最优角度自适应TSF的SRM直接瞬时转矩控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2152-2159. LIU Y Z, LI J, SHAN C L. Direct instantaneous torque control of switched reluctance motor based on optimal angle adaptive TSF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2152-2159 (in Chinese).

于转矩分配函数(TSF)在线修正的 DITC 方案,实现电机在换相阶段总转矩脉动的抑制。可知,DITC 不但能抑制电机的转矩脉动,而且实际控制系统的设计更为简单直接,但实践表明,常规的 DITC 还存在一些不足,如换相区转矩脉动过大,起动阶段电流过大。

本文对传统的 DITC 进行改进,提出了一种基于最优角度自适应 TSF 的 SRM DITC 方法,改进思路如下:针对换相区转矩脉动大,引入余弦型 TSF,由于 TSF 与开关角和转子位置相关,基于 BP 神经网络强大的学习能力,设计了最优角度模块,以此获得任意转速下的最优开关角,将最优开关角导入 TSF 中,实现根据转速动态调整函数形状的自适应 TSF,从而得到各相最优的参考转矩,实现对相转矩的精确控制,以此达到抑制转矩脉动的效果。同时 TSF 将转矩分配到各相,可以避免为了跟踪给定转矩而造成的相电流过大的问题,有效提升了系统的运行效率。

## 1 改进型 DITC 系统设计

### 1.1 控制系统总体设计

如图 1 所示,改进型 DITC 系统由转速环、转矩计算模块、滞环控制器、功率变换器、自适应余弦型 TSF、最优角度模块和 SRM 本体组成。图 1 中, $\omega_{ref}$  为给定转速, $\omega$  为实时转速, $T^*$  为参考转矩, $T_A^*$ 、 $T_B^*$ 、 $T_C^*$  分别为相参考转矩, $\theta_{on}$ 、 $\theta_{off}$  分别为最优开通、关断角, $\theta$  为转子位置, $T_A$ 、 $T_B$ 、 $T_C$  分别为相瞬时转矩, $S_A$ 、 $S_B$ 、 $S_C$  分别为各相控制信号, $i$  为定子电流。

该系统增加了 TSF,以转矩脉动最小化为目标,分别对不同转速情况进行仿真,得到不同转速下转矩脉动最小时对应的最优开关角。将得到的最优开关角输入到自适应 TSF 中,可以使得各相电流变化更加平稳,降低换相区转矩脉动。

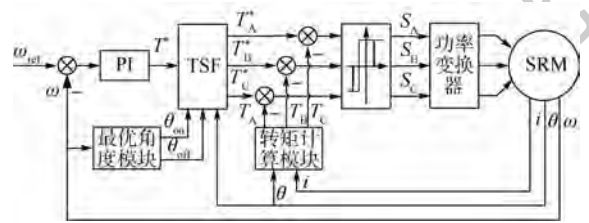


图 1 基于最优角度 TSF 的 SRM DITC 系统框图

Fig. 1 Block diagram of SRM DITC system based on optimal angle TSF

### 1.2 自适应余弦型 TSF 设计

常规的 DITC 是以合成转矩为反馈量,通过与总参考转矩作差产生控制信号,实现对电机的

控制。由于总参考转矩比相参考转矩大,为了有效跟踪总参考转矩,通常需要给相绕组输入较大的有效电流,这不仅会在一定程度上降低系统运行效率,同时会造成换相时转矩脉动变大。针对此问题,本文在传统的 DITC 系统基础上引入自适应余弦型 TSF,在电机运行过程中,将总参考转矩分配到各相,与各相的实时反馈转矩作差产生控制信号,各相协同输出转矩,维持电机运行。

自适应余弦型 TSF 是在余弦型 TSF 的基础上进行改进,余弦型 TSF 曲线如图 2 所示。图 2 中: $\theta_1$  为当前相导通并且前一相完全关断的转子位置角, $\theta_2$  为当前相完全关断并且后一相独立导通的转子位置角。可以看出,余弦型 TSF 严格遵循同一时刻各相 TSF 具体数值总和等于 1 的要求。余弦型 TSF 主要分为 3 个部分:第 1 部分是  $\theta_{on} \leq \theta \leq \theta_1$ ,此时当前相按  $f_k(\theta)$  分段函数从 0 增加到 1,而前一相则按  $f_k(\theta)$  逐渐减小至 0。第 2 部分是  $\theta_1 \leq \theta \leq \theta_{off}$ ,此时只有当前相进行导通,前一相和后一相均属于关断状态。第 3 部分是  $\theta_{off} \leq \theta \leq \theta_2$ ,此时当前相按  $f_k(\theta)$  分段函数逐渐减小至 0,后一相按照逐渐从 0 增加至 1。可以看出,余弦型 TSF 比较接近 SRM 各相转矩的实际变化情况。为使换相区的转矩变化更加平滑,本文设计了自适应余弦型 TSF,如下:

$$f_k(\theta) = \begin{cases} 0.5 - 0.5 \cos\left(\pi \frac{\theta - \theta_{on}}{\theta_1 - \theta_{on}}\right) & \theta_{on} \leq \theta \leq \theta_1 \\ 1 & \theta_1 \leq \theta \leq \theta_{off} \\ 0.5 + 0.5 \cos\left(\pi \frac{\theta - \theta_{off}}{\theta_2 - \theta_{off}}\right) & \theta_{off} \leq \theta \leq \theta_2 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\theta_{on}$ 和 $\theta_{off}$ 分别为最优开通角和关断角,随着转速变化而变化。求解转矩脉动取最小值时不同转速对应的开通角和关断角,并输入到自适应余弦型 TSF 中,不同转速下对 TSF 曲线形状进行调整,从而实现降低换相区转矩脉动的目的。

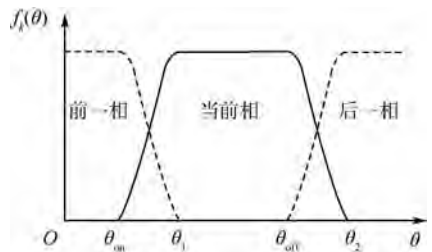


图 2 余弦型 TSF 曲线示意图

Fig. 2 Schematic diagram of cosine-type TSF curve

### 1.3 最优开通关断角模块设计

DITC 是根据参考转矩与实际转矩的转矩差

并结合开关角按照一定的规则对空间电压矢量进行控制,从而实现对功率变换器 IGBT 的控制,因此,设计合理的开关角非常重要。

以转矩脉动最小化为目标,通过离线开关角寻优方式,在 0 ~ 1 000 r/min 范围内,每隔 100 r/min 共选取 10 个转速。考虑到在改变开通角  $\theta_{on}$  时,会对电流波形的峰值和有效值产生影响,并会改变电流波形和电感波形的相对位置。而改变关断角  $\theta_{off}$  会影响电流波形的宽度及其与电感曲线的相对位置。如果不考虑开通角关断角的变化,一般取  $\theta_{on} = 0^\circ, \theta_{off} = 30^\circ$ ,为了能在最大范围内选取最优的开关角,其取值范围应该包括整个角度周期,因此设置  $\theta_{on}$  的取值范围为  $-15^\circ \sim 15^\circ, \theta_{off}$  的取值范围为  $15^\circ \sim 45^\circ$ 。每隔  $1^\circ$  进行仿真以获得最优开关角,进而得到在各转速下转矩脉动最小时对应的最优开关角,如表 1 所示。

表 1 不同转速下开关角寻优结果

Table 1 Switching angle optimization results at different rotation speeds

转速/(r · min <sup>-1</sup> )	$\theta_{on}/(^\circ)$	$\theta_{off}/(^\circ)$	转矩脉动
100	-3.0	40	0.117
200	-2.9	36.8	0.112
300	-2.8	36	0.117
400	-2.8	35	0.114
500	-2.8	34	0.109
600	-3.9	33	0.107
700	-5.7	31.5	0.109
800	-6.8	31	0.105
900	-7.2	30.6	0.100
1 000	-7.9	28.4	0.097

表 1 中的最优开关角只是离散的数据,不能覆盖整个转速范围。为了获得全速范围内的最优开关角,采用 BP 神经网络对离散的最优开关角进行学习。因为 BP 神经网络<sup>[15]</sup>存在易陷入局部最小值和收敛速度慢的缺点,因此在传统的 BP 神经网络上增加了附加动量和自适应学习率<sup>[16]</sup>,其学习过程如图 3 所示。

在误差逆传播过程中,仅仅考虑在误差负梯度方向修改权值则容易陷入局部极值。因此增加了附加动量,增加前一项权值对本次权值的影响,如下:

$$\Delta w_{ij}(k+1) = (1 - m_c)\eta\delta_j p_j + m_c \Delta w_{ij}(k) \quad (2)$$

$$\Delta b_i(k+1) = (1 - m_c)\eta\delta_i + m_c \Delta b_i(k) \quad (3)$$

式中: $\delta_i$  为残差; $p_j$  为输出层第  $j$  个节点的输出误差; $k$  为训练次数; $\Delta w_{ij}$  为隐含层第  $i$  个节点到输入层第  $j$  个节点之间的权值修正量; $\Delta b_i$  为隐含层第  $i$  个节点的阈值修正量; $\eta$  为学习速率; $m_c$  为

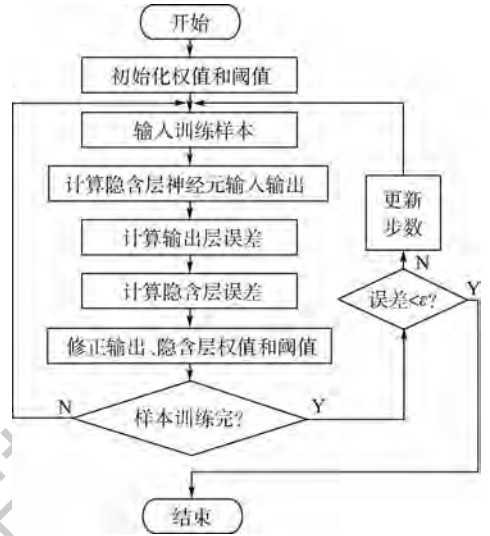


图 3 BP 神经网络学习流程

Fig. 3 Flowchart of BP neural network learning

动量系数,  $m_c$  限制条件如下:

$$m_c = \begin{cases} 0 & E(k) > 1.04E(k-1) \\ 0.95 & E(k) < E(k-1) \\ m_c & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

其中: $E(k)$  为第  $k$  步误差平方和。

固定的 BP 神经网络学习速率并不适用于训练的全部阶段,在训练的前期、中期和后期都需要设置不同的学习速率,从而提高训练速度。因此采用自适应学习速率,若修正后的权值得使得误差增大,说明学习速率  $\eta$  较大,应降低  $\eta$ ,反之则增大此值。具体调整如下:

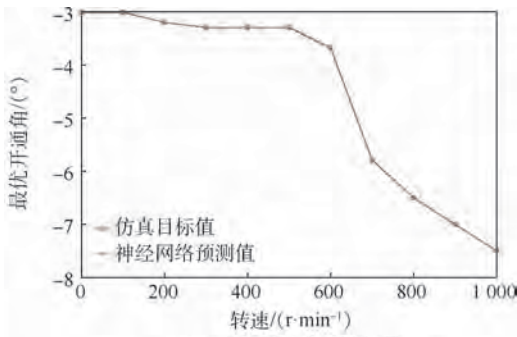
$$\eta(k+1) = \begin{cases} 1.05\eta(k) & E(k+1) < E(k) \\ 0.7\eta(k) & E(k+1) > 1.04E(k) \\ \eta(k) & \text{其他} \end{cases} \quad (5)$$

由式(5)可知,在一定范围内进行调整,与固定学习速率相比,初始学习速率  $\eta(0)$  的选取对结果影响较小。

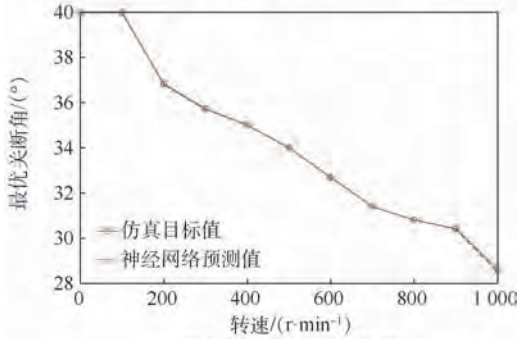
通过上述方法对传统的 BP 神经网络进行改进,将其应用于 SRM 以转矩脉动最小化为目标的最优开关角训练,训练效果如图 4 所示。将训练完成的映射关系导入到 Simulink 之中,建立最优角度模块。

#### 1.4 转矩解算模块设计

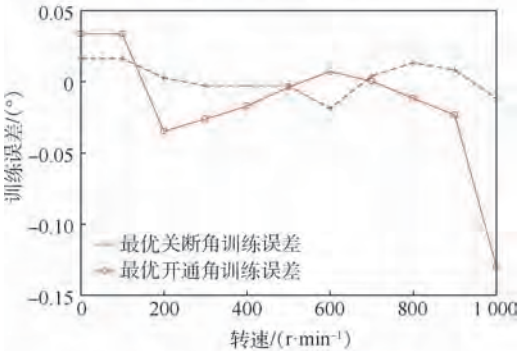
SRM 的转矩与转子位置角、相电流有关,即  $T(i, \theta)$ 。在基于 TSF 的 DITC 控制系统中,需要将各相实时转矩作为反馈量与经 TSF 分配之后的各相参考转矩进行比较,产生控制信号,而相转矩在实际工程中很难直接测得,因此本文通过有



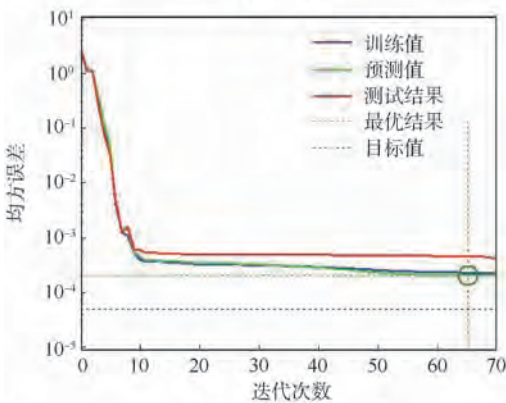
(a) 最优开通角训练结果



(b) 最优关断角训练结果



(c) 训练误差



(d) 预测性能误差曲线

图 4 BP 神经网络最优开通角和关断角训练结果  
Fig. 4 Training results of BP neural network on optimal turn-on angle and turn-off angle

限元仿真,获得 SRM 静态转矩特性数据,将该数据导入到 MATLAB 中建立转矩特性表格,通过查表法根据实测电流和转子位置获得电机的实时相转矩。SRM 的转矩特性如图 5 所示。

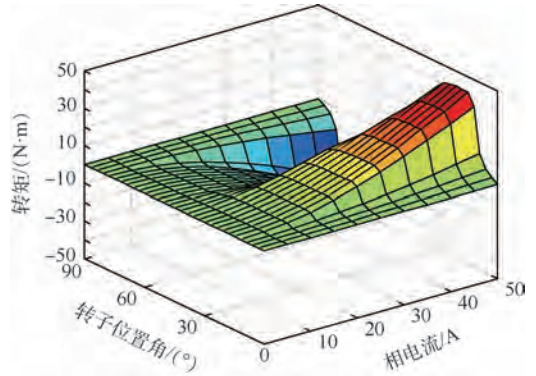


图 5 SRM 的转矩特性曲线

Fig. 5 Torque characteristic curves in SRM

## 2 仿真分析

基于 MATLAB/Simulink 建立 SRM 调速系统仿真模型,电机本体模型利用查表法建立,将有限元软件 Ansoft 计算得到的磁链  $\psi(\theta, i)$  和转矩  $T(\theta, i)$  数据导入 Lookup Table (2D) 模块,完成电机非线性建模<sup>[17]</sup>。DITC 系统结构如图 1 所示。SRM 本体结构参数如表 2 所示。

为了对改进型 DITC 方法的性能进行验证,选择常规 DITC 控制系统作为比较对象进行仿真。设定电机转速为 1000 r/min,负载转矩为 10 N·m,分别采用 2 种不同的控制方法对电机进行控制,当电机稳定运行时,其仿真结果如图 6 和图 7 所示。

表 2 SRM 模型参数

Table 2 Parameters of SRM model

参数	数值
定子/转子极	6/4
额定功率/kW	3
额定转速/(r·min <sup>-1</sup> )	1000
定子外径/mm	135
定子内径/mm	75
铁芯长度/mm	123.5
转子外径/mm	74.5
转子内径/mm	30.5

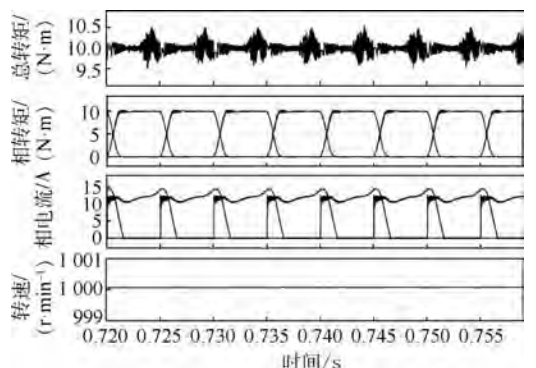


图 6 稳定运行时改进型 DITC 仿真图

Fig. 6 Improved DITC simulation diagram for stable operation

通过仿真结果可知,改进型 DITC 相比常规 DITC,对于换相过程中电机的转矩脉动具有很好的抑制作用。同时在换相过程中,相电流尖峰明显下降,各项电流分布更加平缓,使相电流有效值降低,从而有效提升了电机运行效率。通过对仿真结果的计算分析,表 3 中给出了不同控制方式下 SRM 的相关性能数据。

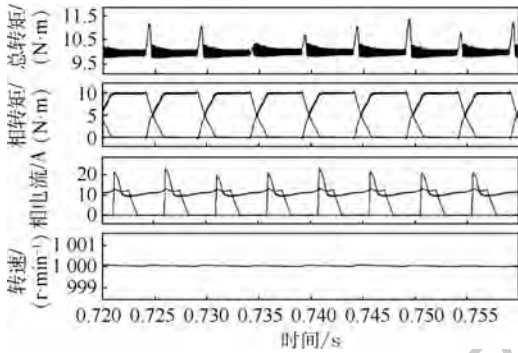


图 7 稳定运行时常规 DITC 仿真图

Fig. 7 Conventional DITC simulation diagram for stable operation

表 3 不同控制方式性能对比

Table 3 Performance comparison of different control methods

控制方式	转矩脉动	相电流均方值/A
常规 DITC	0.17	8.463
改进型 DITC	0.10	7.564

由表 3 可知,改进型 DITC 控制方式在抑制转矩脉动和提高系统效率方面都表现出更优异的性能,相比常规 DITC 方式,转矩脉动减少 41.2%,相电流均方值减少 10.6%。电机的效率计算公式为

$$\eta_m = \frac{P_{mech}}{P_e} = \frac{T_{av} \omega}{UI} = \frac{T_{av} \omega}{I^2 R + EI} \quad (6)$$

式中: $U$  为绕组端电压; $I$  为绕组电流; $R$  为绕组电阻; $P_{mech}$  为电机的输出功率; $P_e$  为输入功率; $T_{av}$  为输出平均转矩; $\omega$  为角速度; $E = d\psi/dt$ 。经过计算,在改进型 DITC 和常规 DITC 方式下, $T_{av}$  分别等于  $10 \text{ N} \cdot \text{m}$  和  $9.996 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,两者基本相等,又因为在电机稳定运行时,在 2 种控制方式下电机转速都为  $1000 \text{ r/min}$ ,所以角速度  $\omega$  相同,因此电机输出功率基本相同。由式(6)可知,输入功率和相电流有效值呈反比关系,相电流有效值越大,输入功率越大,电机效率越低。由表 3 可知,改进型 DITC 相比常规 DITC,电流有效值减小 10.6%,因此电机效率至少提高 10.6%。综上证明,本文设计的基于 TSF 的 SRM DITC 系统有效。

### 3 实验结果与分析

为验证改进型 DITC 方法的可行性,依托实验已有三相 6/4 极 SRM,搭建了改进型 DITC 实验平台。平台主要包括 SRM 样机、控制电路、检测电路和负载电机。样机参数和仿真实验一致,如表 1 所示。控制器采用 TMS320F2812 型 DSP 芯片,载波频率为  $9.6 \text{ kHz}$ ,转子位置检测由线光电位置传感器测得,合成转矩测量采用动态旋转扭矩传感器测得,最大可测转矩为  $20 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,误差  $\leq 0.5\%$ ,负载采用磁粉制动器。实验平台如图 8 所示。

图 9 给出了电机空载稳定运行时的相电压波形。由于 TDS2012C 示波器是双通道的,受实验设备限制,只能同时测量两相电压波形。从实验结果可以看出,该电压波形包括正电压、负电压和零电压 3 种状态,符合 DITC 控制的实际情况。

图 10 给出了电机空载稳定运行时,单相绕组的电压和电流波形。可以看出,当相绕组开通时,其承受正向电压,此时绕组电流开始上升。当绕组关断时,电机承受反向电压直至续流结束至电压为零,此时绕组电流逐渐减小,并最终为零。相



1—仿真器;2—DSP控制板;3—显示按键板;4—DC电源;5—驱动板;6—霍尔电流传感器;7—TDS2012C示波器;8—SRM。

图 8 实验平台

Fig. 8 Experimental platform

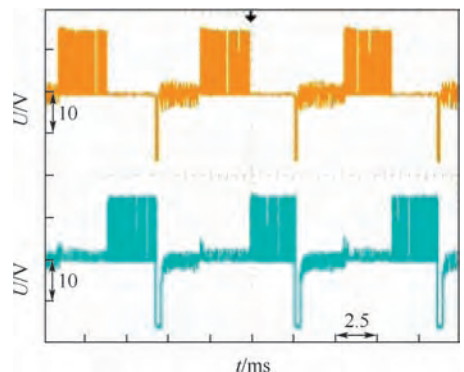


图 9 两相电压波形

Fig. 9 Two-phase voltage waveform

电流波形和仿真波形形状基本相同。

图 11 给出了电机空载稳定运行时,单相电流、电压和驱动信号的波形。可以看出,驱动信号和电压、电流协调一致的变化。通过以上对电压、电流和驱动信号的测量,充分验证了平台的有效性和本文所提控制方法的可行性。

由于改进型 DITC 和常规 DITC 的差别主要体现在 TSF 上,而 TSF 主要是通过算法编程来实现,硬件电路并无差别。因此本文在已搭建的实验平台基础上,分别编写了不同的控制算法,以

此对比验证 2 种控制方法对电机转矩脉动的控制效果。由于电机转矩不能直接通过示波器进行测量,因此本文通过数据采集卡采集转矩数据,利用虚拟仪器绘制转矩波形图,如图 12 所示。

从实验结果可以看出,在采用改进型 DITC 方法时,电机输出转矩在  $9.1 \sim 10.8 \text{ N} \cdot \text{m}$  之间波动,小于采用常规 DITC 方法的  $9.2 \sim 11.6 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,使转矩脉动减小了 29.2%,对于电机的转矩脉动起到很好的抑制作用,验证了本文所提方法的有效性。

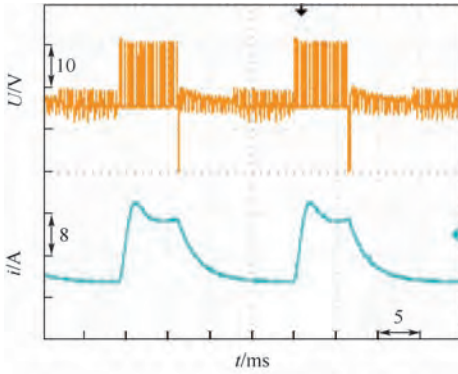
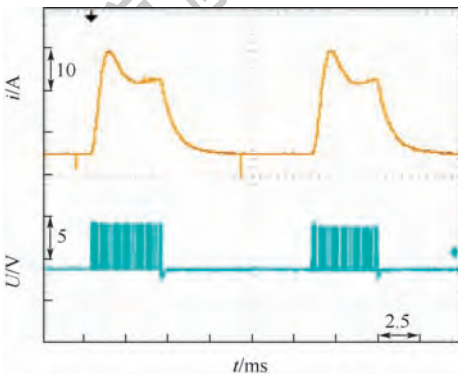
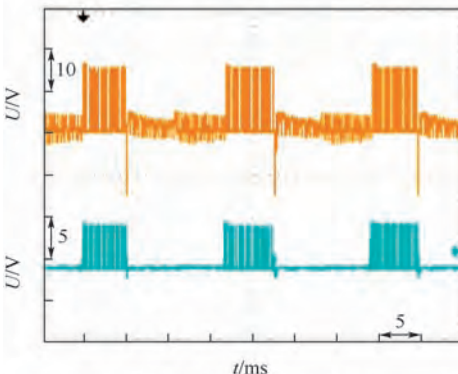


图 10 单相电压和电流波形

Fig. 10 Single-phase voltage and current waveforms



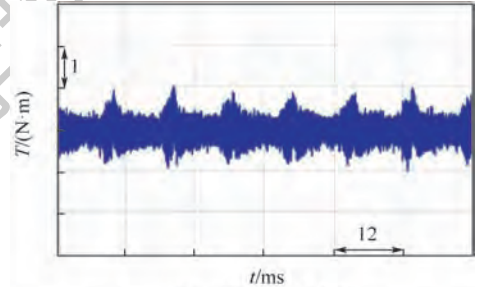
(a) 单相驱动信号和电流波形



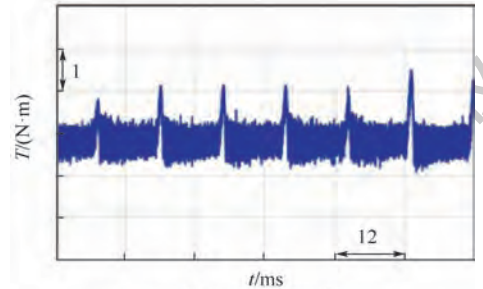
(b) 单相驱动信号和电压波形

图 11 单相驱动信号和电压电流波形

Fig. 11 Single-phase driving signal and voltage and current waveforms



(a) 改进型DITC方法



(b) 常规DITC方法

图 12 不同控制方法的转矩波形

Fig. 12 Torque waveform corresponding to different control methods

## 4 结论

本文针对常规 DITC 方法存在的换相区转矩脉动过大的问题,设计了基于最优角度的自适应 TSF,建立了改进型 DITC 控制系统,通过建模仿真和实验分析,得出以下结论:

1) 本文所设计的改进型 DITC 控制系统,在电机换相区间,减小了相电流有效值,提升了系统运行效率,同时对电机换相区间的转矩脉动具有很好抑制效果。

2) 增加附加动量和自适应学习率后,BP 神经网络的数据预测误差更小。训练完成的 BP 神经网络能够对以转矩脉动最小化为目标的不同转速下的最优开关角进行有效预测。

3) 本文提出的基于最优角度 TSF 的 SRM DITC 方法,对于 SRM 系统的转矩控制具有很好效果。

## 参考文献 (References)

- [1] 杨晴晴, 张兴, 马铭遥, 等. 提高开关磁阻电机数字电流控制性能的方法[J]. 中国电机工程学报, 2018, 38(14): 4252-4261.  
YANG Q Q, ZHANG X, MA M Y, et al. Improving digital current control performance of switched reluctance motor drive[J]. Proceedings of the CSEE, 2018, 38(14): 4252-4261 (in Chinese).
- [2] LABIOD C, SRAIRI K, MAHDAD B, et al. A novel control technique for torque ripple minimization in switched reluctance motor through destructive interference[J]. Electrical Engineering, 2017, 100(9): 1-10.
- [3] MARCSA D, KUCZMANN M. Design and control for torque ripple reduction of a 3-phase switched reluctance motor[J]. Computers & Mathematics with Applications, 2017, 74(1): 89-95.
- [4] 朱叶盛, 章国宝, 黄永明. 基于 PWM 的开关磁阻电机直接瞬时转矩控制[J]. 电工技术学报, 2017, 32(7): 31-39.  
ZHU Y S, ZHANG G B, HUANG Y M. PWM-based direct instantaneous torque control of switched reluctance machine[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2017, 32(7): 31-39 (in Chinese).
- [5] 刘勇智, 鄱成龙, 林博闻, 等. 基于自适应二阶终端滑模的 SRM 直接转矩控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2043-2051.  
LIU Y Z, SHAN C L, LIN B W, et al. Direct torque control of switched motor based on adaptive second-order terminal sliding mode[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2043-2051 (in Chinese).
- [6] 王喜莲, 许振亮. 基于 PI 参数自适应的开关磁阻电机调速控制研究[J]. 中国电机工程学报, 2015, 35(16): 4215-4223.  
WANG X L, XU Z L. Speed regulation control of switched reluctance motors based on PI parameter self-adaptation[J]. Proceedings of the CSEE, 2015, 35(16): 4215-4223 (in Chinese).
- [7] 花为, 华浩, 赵桂书, 等. 一种用于电动自行车的高性能开关磁阻电机系统[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(1): 37-43.  
HUA W, HUA H, ZHAO G S, et al. High-performance switched reluctance machine for electric bicycle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(1): 37-43 (in Chinese).
- [8] 王旭东, 王喜莲, 王炎, 等. 开关磁阻电动机电流双幅值斩波控制[J]. 中国电机工程学报, 2000, 20(4): 83-86.  
WANG X D, WANG X L, WANG Y, et al. Double amplitude chopping control of switched reluctance motor[J]. Proceedings of the CSEE, 2000, 20(4): 83-86 (in Chinese).
- [9] HAN S, LIU C, LEI Z, et al. Mutual coupling and its effect on current and torque of six phases switched reluctance motor [C]// Eleventh International Conference on Ecological Vehicles & Renewable Energies. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 16005657.
- [10] YAO S, WEI Z. A simple strategy for parameters identification of SRM direct instantaneous torque control[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2018, 33(4): 3622-3630.
- [11] 李存贺, 王国峰, 李岩, 等. 开关磁阻电机直接自适应神经网络控制[J]. 电机与控制学报, 2018, 22(1): 29-36.  
LI C H, WANG G F, LI Y, et al. Direct adaptive neural network control of switched reluctance[J]. Electric Machines and Control, 2018, 22(1): 29-36 (in Chinese).
- [12] 张蕾, 曹鑫, 邓智泉, 等. 一种单绕组无轴承开关磁阻电机绕组开路故障容错控制策略[J]. 电工技术学报, 2018, 33(15): 3564-3571.  
ZHANG L, CAO X, DENG Z Q, et al. A fault-tolerant control strategy for open circuit in single-winding bearingless switched reluctance motor[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2018, 33(15): 3564-3571 (in Chinese).
- [13] 秦晓飞, 刘杰, 李峰. SRM 直接瞬时转矩系统抗饱和控制器设计[J]. 系统仿真学报, 2017, 29(12): 3160-3167.  
QIN X F, LIU J, LI F. Design of anti-windup controller for SRM direct instantaneous torque system[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(12): 3160-3167 (in Chinese).
- [14] WU J H, SUN Q G. Torque ripple minimization for switched reluctance motors by online modification of torque sharing function[J]. Electric Machines and Control, 2017, 21(12): 1-8.
- [15] REN T, SHI L, YAN G, et al. Temperature prediction of the molten salt collector tube using BP neural network[J]. IET Renewable Power Generation, 2016, 10(2): 212-220.
- [16] JIANG L, ZHANG J, XUAN P, et al. BP neural network could help improve pre-miRNA identification in various species[J]. Biomed Research International, 2016, 2016: 1-11.
- [17] 丁文, 梁得亮, 鱼振民, 等. 基于磁链与转矩特性的开关磁阻电机建模研究[J]. 西安交通大学学报, 2007, 41(2): 214-218.  
DING W, LIANG D L, YU Z M, et al. Modeling for switched reluctance motor based on flux linkage and torque characteristics [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2007, 41(2): 214-218 (in Chinese).

## 作者简介:

刘勇智 男, 博士, 教授. 主要研究方向: 航空电气工程。

李杰 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 开关磁阻电机分数阶控制及转矩脉动抑制。

# Direct instantaneous torque control of switched reluctance motor based on optimal angle adaptive TSF

LIU Yongzhi<sup>1,\*</sup>, LI Jie<sup>2</sup>, SHAN Chenglong<sup>2</sup>

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Aimed at the problem that the switched reluctance motor (SRM) has large torque ripple and low operating efficiency in the commutation area, this paper proposes an SRM direct instantaneous torque control (DITC) method based on the optimal-angle-based adaptive torque sharing function (TSF). Firstly, the representative speed of the motor is selected in the full speed range, and the optimal switch angle corresponding to the maximum average torque at the corresponding speed is obtained. Then, the improved BP neural network is trained with discrete optimal switch angle data to obtain the optimal switch angle in the full speed range. Therefore, the TSF can dynamically adjust the shape of the TSF according to different rotation speeds, obtain the adaptive ability, and achieve the purpose of suppressing the torque ripple of the commutation area. In order to verify the effectiveness of the proposed method, a three-phase 6/4-pole SRM based simulation model and experimental platform are built. The results show that the proposed method effectively suppresses the torque ripple in the commutation area and improves the system operation efficiency.

**Keywords:** switched reluctance motor (SRM); direct instantaneous torque control (DITC); torque ripple; adaptive torque sharing function (TSF); BP neural network

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0094

## 两相控温型储液器进出流量的瞬态数值模拟



孟庆亮<sup>1,2,\*</sup>, 张焕冬<sup>1,2</sup>, 赵振明<sup>1,2</sup>, 赵石磊<sup>1,2</sup>, 杨涛<sup>1,2</sup>

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 先进光学遥感技术北京市重点实验室, 北京 100094)

**摘 要:** 两相控温型储液器是泵驱两相流体回路(MPTL)系统中的一个重要部件,承担着工质存储、供给、气液分离及精密控温的作用。采用 Navier-Stokes 方程建立了 MPTL 系统瞬态模拟的仿真模型,可用于研究热源功率变化时储液器与主回路的动态传热和传质特性。通过仿真与试验对比发现,数值模型的流量误差在  $\pm 10\%$  以内,验证了模型的有效性和准确度。数值模拟结果表明:热源开关机时,储液器与主回路发生工质交换,气液两相的温度和压力受到影响,系统的流阻也受到影响;随着热源功率的增加,工质交换速率和交换总量随之增加,储液器内气液两相的温度和压力变化趋势随之增大。该模型可用于研究不同工作条件下的流量、温度和干度的变化特性,指导 MPTL 设计,并在系统搭建前预测系统特性。

**关键词:** 泵驱两相流体回路(MPTL); 两相控温型储液器; 精密控温; 传热传质; 数值模拟

**中图分类号:** V416; TK124

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2160-10

随着航天技术的不断发展,热控系统面临着微小尺寸、高控温精度和温度均匀性、大面积热收集、高热流等问题的挑战,而泵驱两相流体回路(Mechanically Pumped Two-phase Loop, MPTL)技术的发展可以很好地解决这些航天热控难题<sup>[1]</sup>。MPTL 技术具有传热功率大、传输距离远、控温精度高(可以实现  $\pm 0.2\text{ K} \sim \pm 1\text{ mK}$  的控温精度)等优点,特别适用于大功率激光器、大型遥感器、活动天线等要求具有高温稳定度热源的热控<sup>[1-3]</sup>。相比于毛细泵驱流体回路(LHP 和 CPL),MPTL 技术可以用于解决高功率和分散热源的散热难题,其稳定性和工作特性更好<sup>[4]</sup>。

MPTL 技术的研究始于 20 世纪 80 年代,主要经历了如下几个发展阶段:19 世纪 80 年代,Oren、Stalmach、Haslett 与 Delil<sup>[5-8]</sup> 等对 MPTL 技术的基础理论进行了研究,并通过理论公式推导

验证了该技术应用的可能性;1997 年,日本 NASA 和 TOSHIBA 公司通过航天飞机 STS-85 任务对 MPTL 进行了首次搭载<sup>[9]</sup>;1999 年,俄罗斯在国际空间站俄罗斯段上对 MPTL 技术开展了为期 2 个月的试验,对关键试验特性进行了验证,结果表明该技术在航天上应用切实可行<sup>[10]</sup>;2011 年,荷兰国家航空中心、中山大学等多家单位联合研制的阿尔法磁谱仪探测器使用了 MPTL 系统,是该技术在轨的首次应用,其对探测器内 192 个硅微条进行温度控制,控温的稳定性达到了  $\pm 0.2\text{ }^\circ\text{C}$ ,迄今应用已超 7 年<sup>[11]</sup>;2016 年,中国空间技术研究院通过搭载的方式验证了 MPTL 系统用于高热流密度散热的可行性,热源的最高热流密度可以达到  $271\text{ W/cm}^2$ <sup>[12]</sup>。以上研究、搭载和应用均验证了 MPTL 技术用于航天热控系统的可行性及其优异的传热与控温性能。

收稿日期: 2019-03-12; 录用日期: 2019-04-21; 网络出版时间: 2019-06-21 13:53

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金(51806010)

\* 通信作者: E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

**引用格式:** 孟庆亮, 张焕冬, 赵振明, 等. 两相控温型储液器进出流量的瞬态数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2160-2169. MENG Q L, ZHANG H D, ZHAO Z M, et al. Transient numerical simulations of flow rate into and out of two-phase temperature control accumulator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2160-2169 (in Chinese).

在 MPTL 系统中,储液器起着至关重要的作用,其相当于系统的“大脑”,承担着工质存储、供给、气液分离及精密控温的作用。目前,储液器有 2 类设计方法,分别为压力控制型和两相控温型<sup>[13]</sup>。压力控制型储液器由气体部分(通常为惰性气体)和液体部分组成,通过改变气侧部分的压力,实现内部波纹管的移动,进而实现工质的交换;两相控温型储液器的内部为两相饱和态工质,通过控制储液器内饱和流体的温度,即可实现压力的控制,并可实现工质与主回路之间的交换。压力控制型储液器结构复杂,通常需要采用主动的电磁阀或复杂的电-机械控制,其寿命和可靠性远低于结构简单的两相控温型储液器。因此,两相控温型储液器更受青睐,MPTL 技术一般选择其作为系统的控温组件。

为了实现储液器的控温与控液功能,储液器与主回路之间存在复杂的传热传质的耦合过程。对于该过程,国内外的研究者开展了一系列研究。黄臻成等<sup>[14]</sup>通过数值模拟研究了储液器与主回路之间的耦合特性,揭示了两者之间的相互扰动;莫冬传等<sup>[15]</sup>建立了 MPTL 系统的 Simulink 模型,研究了储液器与主回路之间的热质耦合过程,并指出储液器和主回路间连接管道的缓冲作用对耦合特性的影响不可忽视;van Gerner 等<sup>[16-17]</sup>建立了储液器进出流量模拟的系统级瞬态模型,研究了 CO<sub>2</sub> 和 R134a 两种不同工质的交换特性,并对影响工质交换热性的因素进行了分析。然而,目前对储液器与主回路之间的动态传热传质过程的数值模拟,均对物理模型进行了一定的简化,未考虑储液器内气液两相之间的相互影响,缺少储液器与回路之间耦合特性的研究。

基于此,本文建立了储液器与主回路耦合的系统级瞬态模型,通过该模型研究了储液器与主回路之间的传热传质特性。首先,给出了 MPTL 系统的组成原理与数学模型;然后,比较了仿真和试验测试结果,并对储液器与主回路之间的传热传质过程进行了讨论和分析;最后,给出了热源功率变化时,储液器和系统的参数均受到影响以及功率增加会对储液器内的参数造成影响结论。

## 1 分析和模型

### 1.1 系统组成

MPTL 系统是利用机械泵驱动工质在循环流动过程中进行热量的收集、运输、排散的系统,其组成如图 1 所示。为了实现热量的排散和多热源的温度控制,MPTL 系统通过机械泵产生动力,机

械泵出口的液相工质经换热器和预热器加热至饱和态,而后进入串联的冷板与热源进行换热,流经各片冷板的工质始终处于气液两相状态,其温度始终为对应压力下的饱和温度,吸收热量后的工质进入冷凝器将热量排放至热沉并重新回到液相状态进入机械泵完成一个循环。

图 2 给出了储液器的示意图,其内部流体由气液两相构成。对于两相流体,饱和压力与饱和温度是线性相关的,压力(温度)的升高/下降可以通过加热/制冷控制气相的增加/减少来实现。对于间歇性工作的热源,当热源功率增加时,回路内的液相工质将转变为气相,气相体积将大幅增加,此时回路内部多余的液相工质则会流入储液器进行存储;反之,当热源功率减小时,回路内的气相工质将转变为液相,气相体积将大幅减小,此时回路内不足的工质则会由储液器进行补充。当储液器向主回路补充工质时,为避免泵的气蚀,需保证进入到主回路内的流体为纯液态。在地面应用时,液相和气相在重力作用下会自动实现分离;在空间应用时,需要采用特殊的毛细结构实现气液分离,确保排出的流体为纯液态。

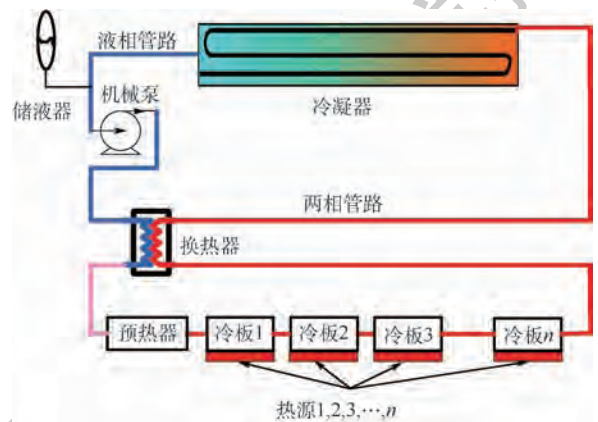


图 1 MPTL 系统组成示意图

Fig. 1 Schematic of MPTL system composition

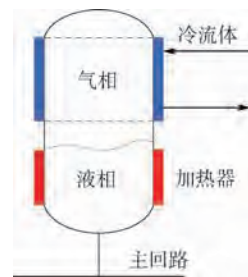


图 2 两相控温型储液器示意图

Fig. 2 Schematic of two-phase temperature control accumulator

### 1.2 数值模型

MPTL 系统的流动与传热可以由积分形式的

Navier-Stokes 方程描述<sup>[18]</sup>：

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \oint_A \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = 0 \quad (1)$$

$$\int_V \frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} dV + \oint_A \rho \mathbf{u} \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = - \int_V \nabla p dV + \int_V \rho \mathbf{g} dV \quad (2)$$

$$\int_V \frac{\partial(\rho e)}{\partial t} dV + \oint_A \rho \mathbf{u} e \cdot \mathbf{n} dA = \int_V q dV - \oint_A \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA + \int_V \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{g} dV \quad (3)$$

式中： $\rho$ 、 $\mathbf{u}$ 、 $p$ 、 $\mathbf{g}$ 、 $e$ 、 $q$  和  $\mathbf{n}$  分别为密度、速度、压力、重力加速度、内能、热通量和法向量； $V$ 、 $A$  和  $t$  分别为体积、面积和时间。

本文采用交错网格的方法对模型进行离散<sup>[19]</sup>，即将压力、温度、干度及所有标量与物性参数定义在主节点上，而将矢量函数速度按其分量分别定义在错开主节点半个步长的主控制容积的界面上，图 3 给出了主回路网格划分示意图。MPTL 系统的管路、预热器、冷板和冷凝器被划分为一些小的体积节点，每一个体积节点包含一个中心位置的节点和两个节点之间共享的界面。

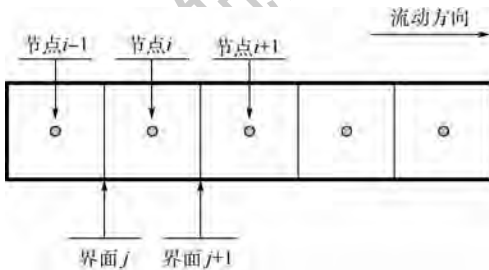


图 3 主回路网格划分示意图

Fig. 3 Schematic of mesh generation for main loop

对式(1)积分得到

$$\left[ V \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_i = (\rho u A)_j - (\rho u A)_{j+1} \quad (4)$$

式中： $i$  表示网格节点， $j$  表示界面， $j = i - 1/2$ ， $j = i + 1/2$ ； $u$  表示标量速度。

由于质量流量  $\dot{m} = \rho u A$ ，式(4)可以写为

$$\left[ V \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_i = \dot{m}_j - \dot{m}_{j+1} \quad (5)$$

在式(2)中，对左边第 1 项积分得到

$$\int_V \frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} dV = \dot{m}_j l_{i+1,i} \quad (6)$$

式中： $l_{i+1,i}$  为节点  $i$  和  $i + 1$  之间的距离。

式(2)左边第 2 项表示流体进出网格所引起的动量的变化量，在本文的模型中，引起流体动量变化量的因素主要为流动摩擦引起的压力降，即左边第 2 项可以表示为

$$\oint_A \rho \mathbf{u} \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = \frac{f_{j+1}}{2} \rho_i u_{j+1}^2 A_{j+1} = \frac{f_{j+1}}{2} \rho_i \left( \frac{\dot{m}_{j+1}}{\rho_i A_{j+1}} \right)^2 A_{j+1} \quad (7)$$

式中： $f_{j+1}$  为界面  $j + 1$  的摩擦系数。

对式(2)中的右边第 1 项，采用空间一阶格式离散得到

$$- \int_V \nabla p dV \approx - (p_{i+1} - p_i) A_{j+1} \quad (8)$$

由此，式(2)变为

$$p_i - p_{i+1} = \frac{l_{i+1,i}}{A_{j+1}} \dot{m}_{j+1} + \frac{f_{j+1}}{2} \rho_i \left( \frac{\dot{m}_{j+1}}{\rho_i A_{j+1}} \right)^2 - \rho_i g_i \Delta z_i \quad (9)$$

在式(3)中，由于  $e + p/\rho = h$ ， $h$  表示比焓，左边第 2 项和右边第 2 项可以合并为

$$\oint_A \rho \mathbf{u} e \cdot \mathbf{n} dA + \oint_A \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dA = \oint_A (h \cdot \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA \quad (10)$$

忽略重力引起的能量变化，且加载的热量

$\dot{Q}_i = \int_V q dV$ ，因此式(3)可以变为

$$\left[ V \left( \frac{\partial e}{\partial t} \rho + e \frac{\partial \rho}{\partial t} \right) \right]_i = \dot{m}_j h_{i-1} - \dot{m}_{j+1} h_i + \dot{Q}_i \quad (11)$$

单相压降依据文献[18]计算，两相压降的关系式由 Friedel 模型给出，该模型考虑了重力加速度、表面张力等影响因子，模型的预测结果与试验的误差较小<sup>[20]</sup>， $\dot{Q}_i$  表示节点和壁面的换热量，根据对流换热方程进行计算，单相和两相的换热系数根据文献[21-22]计算得到。

在储液器中，区别于单相流体的热力学平衡态，其内部存在的状态为非平衡的状态，即气液两相对应不同的热力学状态，且两相之间存在着动态的传热传质过程。为了模拟相态的非平衡，储液器内的气相和液相采用了 2 个控制方程<sup>[23]</sup>，即

$$m_{al} C_{pl} \frac{dT_{al}}{dt} = - \dot{m}_q C_{pl} (T_{al} - T_l) + \frac{\Delta m_{al,av}}{\Delta t} h_{lv} \frac{\rho_v}{\rho_l - \rho_v} + U_{IT} A_{sT} (T_l - T_{al}) \quad (12)$$

$$m_{av} C_{pv} \frac{dT_{av}}{dt} = \frac{\Delta m_{al,av}}{\Delta t} h_{lv} \frac{\rho_v}{\rho_l - \rho_v} + U_{vT} A_{sT} (T_l - T_{av}) + \dot{Q}_a \quad (13)$$

式中： $m_{al}$  为储液器内液相质量； $\dot{m}_q$  为工质交换流量； $C_{pl}$  为液相比热； $T_{al}$  为液相温度； $T_l$  为过冷液温度； $\Delta m_{al,av}/\Delta t$  为气液交换速率； $h_{lv}$  为汽化潜热； $\rho_v$  为气相密度； $\rho_l$  为液相密度； $U_{IT}$  为液相换热系数； $A_{sT}$  为气液交界面面积； $T_l$  为界面温度； $m_{av}$  为储液器内气相质量； $C_{pv}$  为气相比热； $T_{av}$  为气相温度； $U_{vT}$  为液相换热系数； $\dot{Q}_a$  为储液器加载的热量/

冷量。

当主回路的热源状态发生变化时(如热源开机或关机),会引起主回路内的压力和温度场发生变化。在储液器与主回路的连接处(见图 4),当连接点压力下降时,储液器内的液体会流入到主回路中,反之,当连接点压力上升时,主回路内的液体会流入到储液器中。流入或流出的液体会影响到储液器的温度或压力。

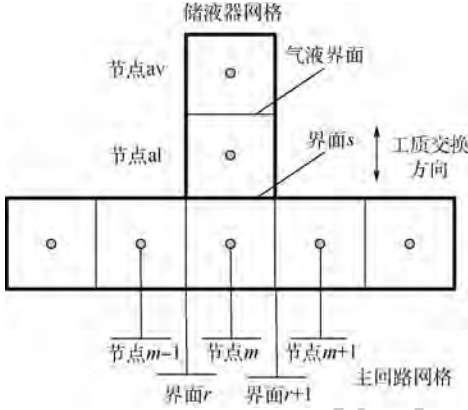


图 4 储液器与主回路耦合处网格划分示意图

Fig. 4 Schematic of mesh generation for coupling between accumulator and main loop

储液器节点的压力根据式(14)计算得到:

$$p_m - p_{al} = \frac{l_{al,m}}{A_s} \ddot{m}_s + \frac{f_{al,m}}{2\rho_{al}} \cdot \frac{\dot{m}_s^2}{A_s^2} \quad (14)$$

式(14)忽略重力影响,下标 al 和 m 分别表示储液器液相和网格 m,下标 s 表示储液器与主回路的交界面。

管路与储液器相连的节点 m,连续方程式(1)变为

$$\left[ V \frac{\partial \rho}{\partial t} \right]_i = \dot{m}_r - \dot{m}_{r+1} - \dot{m}_s \quad (15)$$

在储液器与主回路连接的节点 m,动量和能量方程式(2)和式(3)变为

$$p_{al} - p_{m+1} = \frac{l_{al,m}}{A_s} \ddot{m}_s + \frac{f_{al,m}}{2\rho_m} \left( \frac{\dot{m}_s}{A_s} \right)^2 + \frac{l_{m,m+1}}{A_{r+1}} \ddot{m}_{r+1} + \frac{f_{m,m+1}}{2\rho_m} \left( \frac{\dot{m}_{r+1}}{A_{r+1}} \right)^2 + \rho_m g \Delta z_m \quad (16)$$

$$\left[ V \left( \frac{\partial e}{\partial t} \rho + e \frac{\partial \rho}{\partial t} \right) \right]_m = \dot{m}_m h_p - \dot{m}_{m+1} h_{p+1} - \dot{m}_a h_{al} + \dot{Q}_a \quad (17)$$

式(16)忽略了储液器与主回路工质交换时主回路的影响, $h_{al}$ 为储液器液相的比焓,下标 r 和 s+1 分别表示网格 m 的前后 2 个界面。

除储液器外,预热器、冷板和冷凝器内涉及了气液相变过程,主要包括:①预热器内,工质从过冷态加热到饱和态的过程;②冷板内,工质以饱和

态吸收热源,引起干度增加;③冷凝器内,释放热量,工质从饱和态变为过冷态。在这些组件内,通过将计算得到的比焓与饱和液相比焓进行比较,判断工质是否为过冷态或饱和态,即

$$h_{l\_sat} - h = \begin{cases} \dot{m} C_{pl} (T_f - T_{sat}) & h_{l\_sat} \geq h \\ -x h_{lv} & h_{l\_sat} < h \end{cases} \quad (18)$$

式中: $h_{l\_sat}$ 为饱和液相比焓; $T_f$ 为流体温度; $T_{sat}$ 为饱和温度,与当地压力相关; $x$ 为干度。

MPTL 系统各个组件的壳体、内部流动的工质均离散为小单元。预热器和冷板需要通过热源进行加热,壳体和工质之间均通过对流换热方式传递热量。对于与外界有热量交换的组件,将沿流动方向进行划分,每个节点加载相应的热量。对于冷凝器,网格划分与冷板划分方法类似,将管壁和工质进行划分,管壁节点和工质节点一一对应。机械泵提供工质在回路中循环的驱动力,为使系统能够运行,机械泵提供的扬程大于所有零件的阻力之和。

### 1.3 工质属性

本文 MPTL 系统的工质为液氨,该工质为航天热管或环路热管的常用工质,具有汽化潜热大、传热效率高、性质稳定的优点。在本文的计算模型中,所有与氨工质热物性相关的参数,如气液两相的密度、黏度、饱和压力、液体表面张力、汽化潜热和热导率等参数,均来源于美国 NIST 的 REFPROP 数据库。

### 1.4 计算参数和条件

模型的计算参数如表 1 所示。本文中使用的预热器和冷板的类型均为平板型小通道换热器,内部流道为 2 mm × 1.5 mm 的矩形截面,在计算模型中,等效为圆管进行计算;加载到预热器和冷板上的热量,均匀分配到每一个计算节点上;冷凝器管路与冷凝器的接触换热系数、储液器与冷源的接触换热均通过实验室的稳态接触热阻测试仪器测试得到。

模型的初始条件为: $T = 20^\circ\text{C}$ ,干度  $x = 0$ ,压力  $p = 0.86 \text{ MPa}$  ( $20^\circ\text{C}$  对应的饱和压力)。模型的

表 1 模型与试验参数

Table 1 Parameters of model and test

组件	描述
机械泵	流量:1 g/s
储液器	体积:200 mL;控温温度:( $20 \pm 0.3$ ) $^\circ\text{C}$ ;加热功率:10 W
预热器	材料:不锈钢;加热功率:50 W;数量:2 个
冷板	材料:不锈钢;数量:4 个
冷凝器	温度:( $10 \pm 0.5$ ) $^\circ\text{C}$
管路	材料:不锈钢;外径:0.003 m;内径:0.002 m

边界条件包括:①储液器壁面温度,  $T_{aw} = (20 \pm 0.3)^\circ\text{C}$ ;②热沉温度,  $T_{con} = (10 \pm 0.5)^\circ\text{C}$ ;③管路轴向导热,  $\partial T_{tube} / \partial a = 0$ 。

### 1.5 数值计算方法

式(5)、式(9)~式(17)构成的数学模型,变量随时间的变化率采用一阶格式离散;压力、流量和比焓参数的离散采用全隐格式,其他参数采用显式格式。

主回路每个节点的求解变量包括  $p, \dot{m}, h$ ; 储液器的求解变量包括  $T_{al}, T_{av}, \dot{m}_q$ , 其他变量可以通过 REFPROP 数据库或根据与求解变量之间的函数关系得到。求解问题的节点数目为  $N + 1$  ( $N$  表示主回路节点个数, 1 表示储液器节点), 每个节点上的方程数目为 3 个, 求解变量为 3 个, 因此所求解问题组成的离散方程组包含  $3(N + 1)$  个方程,  $3(N + 1)$  个变量。利用 Newton-Rapson 方法将非线性方程组线性化, 然后通过高斯迭代方法进行求解, 当满足给定的收敛判据时, 迭代结束。迭代判据为  $\varepsilon = 10^{-6}$ 。在迭代中, 如果迭代次数超过 10 次仍未收敛, 在计算中采用降低时间步的方式开始新迭代循环。

## 2 试验验证装置

图 5 给出了 MPTL 系统试验装置的照片, 试验参数如表 1 所示。储液器是一个两相控温型储液器, 内部包含毛细结构装置, 可同时满足地面和微重力环境下的应用, 储液器的外表面布置了加热和制冷装置, 可以实现对储液器的精密控温; 2 个预热器和 4 个冷板均为小通道平板型冷板, 并串联应用在主回路中。机械泵的类型为齿轮泵(型号: Micropump GA-V21), 在机械泵的出入口分别设置了 2 台型号相同的柯氏流量计(型号: 首科实华 DMF-1), 并通过 2 个流量计的差值,

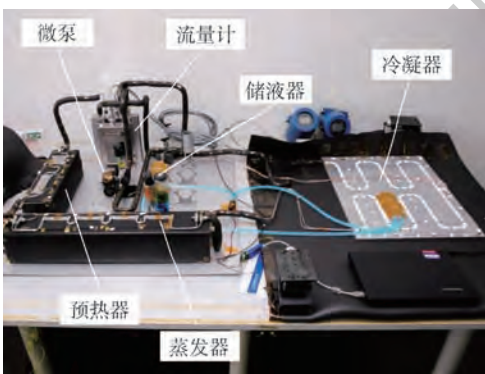


图 5 MPTL 系统实物图

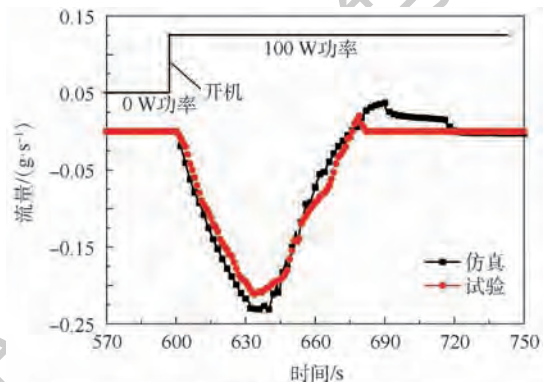
Fig. 5 Photo of MPTL system

获得储液器的进出流量。为了降低 MPTL 系统与环境的漏热, 所有的管路都覆盖了保温材料。

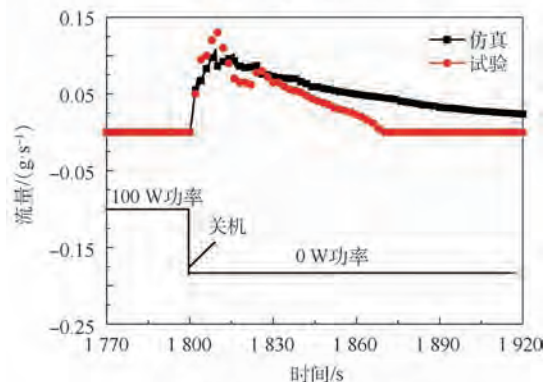
## 3 结果和讨论

### 3.1 仿真与试验结果对比

图 6 给出了热源功率变化时, 储液器与主回路工质交换的数值模拟与试验结果的对比。通过对比可以发现, 数值模拟与试验结果吻合较好, 两者结果在整体上变化趋势基本一致, 进出流量的极大值误差在  $\pm 10\%$  以内, 但仿真预测的总交换量偏大, 主要是由于仿真时忽略了储液器与加热器之间的热阻及储液器本身热容的影响。热源开机时, 冷板内会有大量的蒸气瞬间生成, 生成的蒸气会迅速占据冷板下游回路内液体的空间, 导致主回路内的液体被迫进入到储液器, 此时的流量值为负值, 表示液体从主回路进入到储液器内, 如图 6(a) 所示; 热源关机时, 冷板内的蒸气含量会瞬间减少, 冷板下游回路内被蒸气占据的空间又会迅速被储液器回流的液体给填充, 从而导致了储液器内的液体回流至主回路, 此时流量值为正值, 表示液体从储液器进入到主回路, 如图 6(b) 所示; 热源功率不发生变化时, 储液器与主回路之



(a) 热源开机时流量曲线对比



(b) 热源关机时流量曲线对比

图 6 储液器与主回路工质交换流量仿真与试验结果对比

Fig. 6 Comparison between simulation and test results of mass flow rate exchange between accumulator and main loop

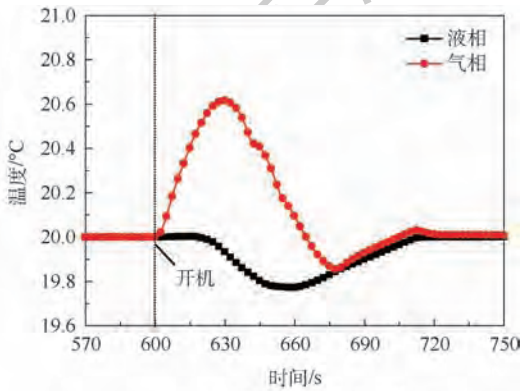
间的工质交换量为零。通过仿真与试验的对比,验证了模型的有效性和准确性,该模型可以用于预测 MPTL 系统的瞬态工作特性,并可用于理解和分析 MPTL 系统的工作特性。

图 7 给出了热源开机时,储液器内气液两相的温度和压力随时间的变化曲线。热源开机时,气液两相的温度和压力变化范围较大,且气相和液相的温度变化趋势差别较大,压力变化趋势差别较小。对于图 7(a)所示的气液两相温度的变化趋势,从主回路流入到储液器内的过冷液体,首先与储液器的液相进行混合,导致气相空间快速被压缩,气相温度快速上升,当流入量达到最大值时,气相的温度升高值达到最大为  $0.6^{\circ}\text{C}$ ,随后流入量逐渐减小,由于气液两相在交界面进行换热的作用,气相温度逐渐减小,直至与液相温度变化趋势一致;相比于气相温度的变化趋势,受液相热容较大的影响,液相温度的下降相对有些延迟,且温度下降速率也比较缓慢,液相温度下降的最大值为  $0.25^{\circ}\text{C}$ 。通过图 7(b)所示的气液两相

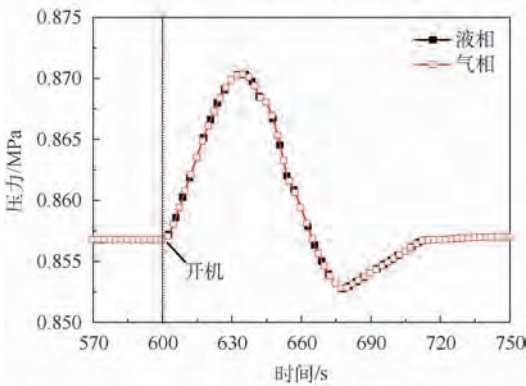
压力的变化趋势可以发现,两者之间的变化趋势吻合较好,且变化趋势与气相饱和温度对应的压力变化趋势基本一致,这表明储液器内的工作温度是由内部的气相温度决定的。

图 8 为热源关机时,储液器内气液两相的温度和压力随时间的变化曲线。与热源开机时的变化趋势不同,热源关机时,气液两相温度和压力变化较小,且变化趋势一致,主要由于从储液器回流至主回路的速率相对较小,气相空间的变化速率相对较小,进而导致气相温度和压力的变化较小。

图 9 给出了 2 个不同时刻的系统流量随距离的变化趋势,分别对应了流入和流出储液器流量的最大值。热源开机和关机后,机械泵出口到冷板出口的流量保持不变,其余位置的流量受到了开关机状态的影响。热源开机后,冷板出口与冷凝器连接的两相段管路,流量以近似线性的关系增加,冷凝器入口至机械泵入口位置的流量保持不变,且为回路流量的最大值,这可以理解为:冷板出口流体的干度不断增加,即气相的比例不断增加,由于气相流速相对较快(相同流量、不同密



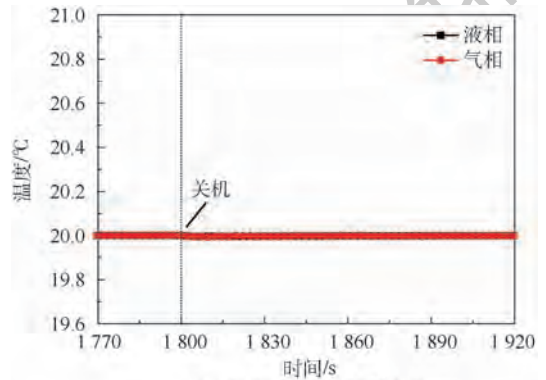
(a) 温度随时间的变化曲线



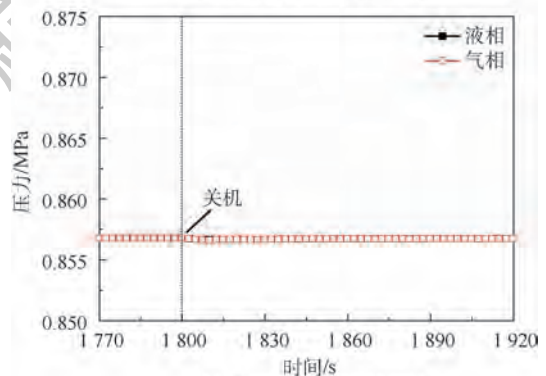
(b) 压力随时间的变化曲线

图 7 热源开机时储液器内气液两相温度和压力随时间的变化曲线

Fig. 7 Temporal evolution of temperature and pressure of two-phase fluid in accumulator in response to heat load increase



(a) 温度随时间的变化曲线



(b) 压力随时间的变化曲线

图 8 热源关机时储液器内气液两相温度和压力随时间的变化曲线

Fig. 8 Temporal evolution of temperature and pressure of two-phase fluid in accumulator in response to heat load decrease

度),冷板下游的流体被不断加速,从而导致了两相段流量的增加,当流体流入到冷凝器时,干度下降,流体的加速过程被终止,进而导致冷凝器内的流速最大,当流经储液器支路时,多余的流体将流入到储液器;热源关机后,冷板下游的干度将下降,流体被不断减速,流量不断减小,当流体流入冷凝器时,干度进一步减小,当流体的干度降为零时,即流体变为纯液态时,流量降为最小值,此时,储液器将对主回路进行回流补液。

图 10 为系统流阻随时间的变化趋势。热源开机后,两相管路和冷凝器处的流量将不断增加,导致系统的流阻突然增大,出现一个“尖峰”,尖峰持续的时间与主回路流入储液器持续的时间一致;当主回路与储液器工质交换过程停止后,系统的流阻有所回落,并一直持续至热源关机;热源关机后,两相管路和冷凝器处的流量和干度不断较小,导致系统的流阻快速回落至较小值。

图 11 为冷板内流体的温度和干度随时间的变化趋势。热源开机后,一方面,主回路多余的液体流入储液器,造成储液器内气相体积压缩,饱和温度上升;另一方面,冷板下游的流量迅速增加,

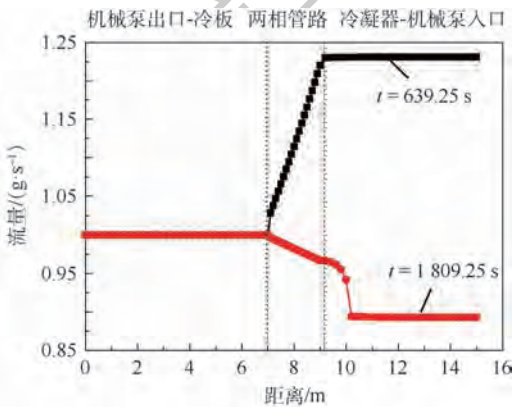


图 9 系统流量随距离变化趋势

Fig. 9 Profile of system flow rate along flow distance

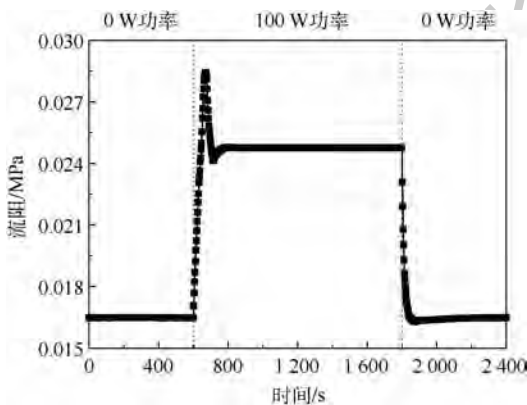
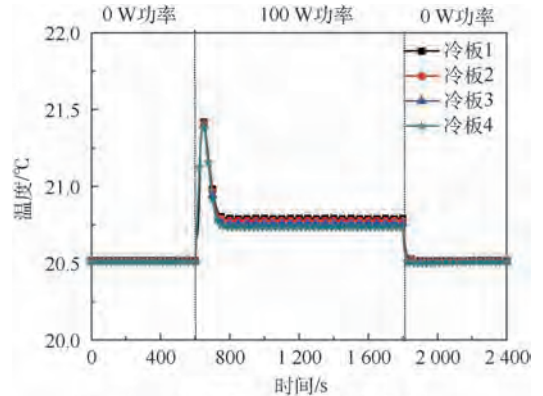
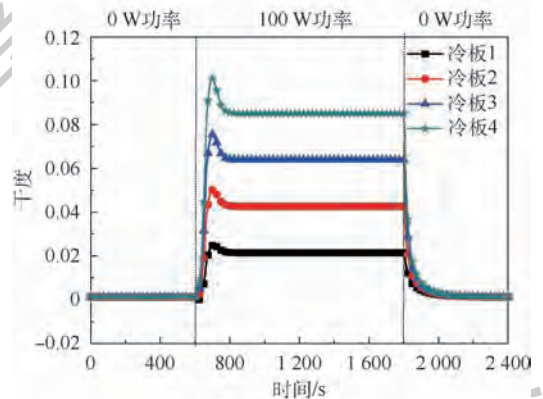


图 10 系统流阻随时间的变化趋势

Fig. 10 Temporal evolution of system flow resistance



(a) 流体温度随时间变化曲线



(b) 流体干度随时间变化曲线

图 11 冷板内流体温度和干度变化曲线

Fig. 11 Temporal evolution of temperature and quality of working fluid in cold plates

导致系统的流阻迅速增加,2 个原因共同造成冷板的饱和温度出现“尖峰”,温升约 0.9℃;当工质交换过程停止后,冷板的温度回落至 20.7℃,并持续至热源关机;热源关机后,冷板流体的温度回落至 20.5℃。从图 11(b)可以发现,热源开机时,受储液器饱和压力和系统流阻变化的影响,冷板内流体的干度也受到了影响,每个冷板均出现了“尖峰”,变化值随冷板的顺序逐渐增大。

### 3.2 不同功率下的计算结果

图 12 为不同功率下储液器的进出流量随时间的变化曲线。从图 12(a)可以发现,热源开机后,随着冷板加载功率的增加,工质从主回路流入到储液器流量的斜率随之增大,流量的最大值随之增加,表明从主回路进入到储液器工质的流量不断增加,这主要是由于功率增加时,冷板出口流体的干度不断增加,冷凝器上两相管路的长度不断增加,流体的平均速率不断增加而导致的;从图 12(b)可以发现,热源关机后,随着冷板加载功率的增加,工质从储液器流回主回路的流量也不断增加,但相对热源开机时的变化速率较小。此

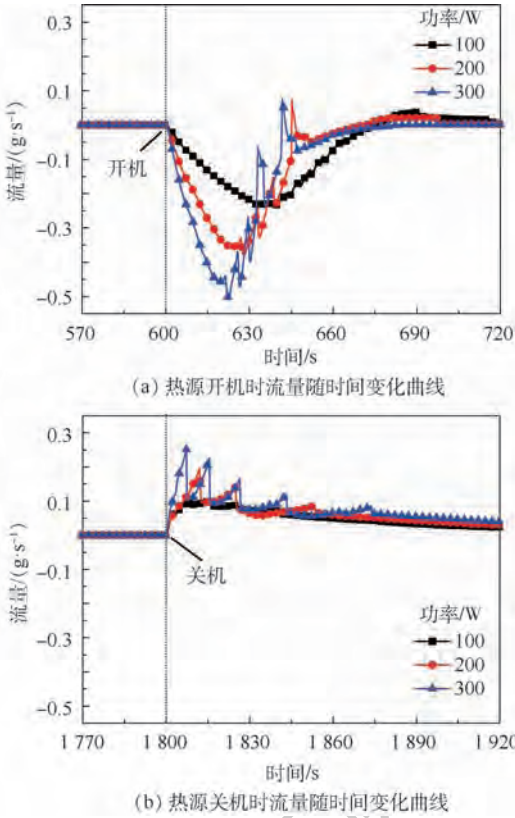


图 12 不同功率下储液器进出流量随时间的变化趋势

Fig. 12 Temporal evolution of flow rate into and out of accumulator under different powers

外,通过图 12 可以发现,热源开关机时,随着加载功率的增大,储液器进出流量的波动均随之增大,这主要是由于随着加载功率的增大,储液器与主回路的工质交换量随之增大,进而导致储液器的温度变化随之增大,然而为维持储液器温度的稳定,控温(制冷或加热)装置的功率也随着增大,加载的功率会对工质交换量产生影响,导致进出流量出现波动,且波动随着功率增大而增加。

图 13 为不同功率下储液器内气液两相温度和压力随时间的变化曲线。热源开机后,随着功率的增加,气相温度和压力的上升值随之增加,液相温度的下降值随之增加,这是由于随着功率的增加,从主回路进入到储液器内的流量和总量不断增加,气相压缩的空间随之增加,液相的总量随之增加导致的;热源关机后,气液两相的温度和压力随功率增加的变化相对较小,这是由于从储液器流回主回路的流量相对较小,且时间较长,斜率较小,瞬间从液相流回主回路的流量较小,液相和气相的体积变化速率小导致的。

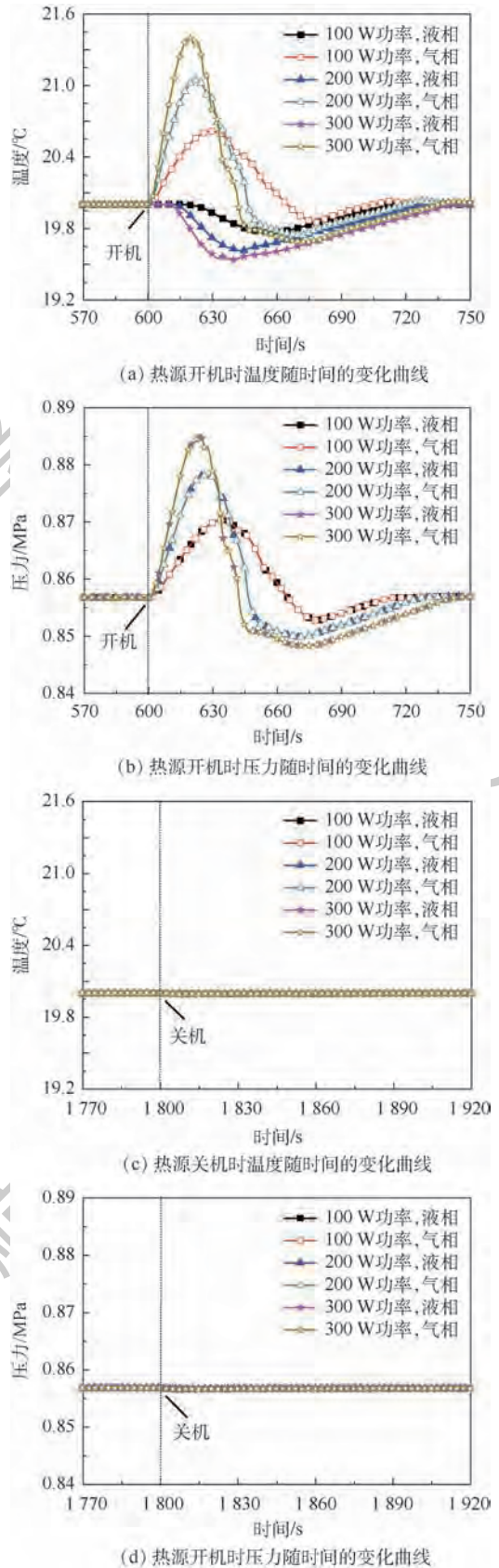


图 13 不同功率下储液器气液温度和压力的变化曲线  
Fig. 13 Temporal evolution of temperature and pressure of gas and liquid phase in accumulator under different powers

## 4 结 论

本文通过数值模拟,研究了储液器与主回路的工质交换特性、储液器内气液两相温度和压力以及主回路的变化特性。主要结论如下:

1) 通过仿真与试验的对比,发现数值模型的预测的流量误差在  $\pm 10\%$  以内,模型可以用于预测储液器与主回路的瞬态工作特性。

2) 热源功率变化时,储液器内气液两相的温度和压力将受到影响,回路内的流量将发生变化,系统的流阻、冷板内的温度和干度将出现“尖峰”。

3) 随着热源功率的增加,工质交换速率和交换总量随之增加,储液器内饱和温度和饱和压力变化趋势随之增加。

模型可以用于预测 MPTL 系统的瞬态特性,并用于预测和理解 MPTL 系统的工作性能。

### 参考文献 (References)

- [1] JOHANES V E, GERNER V H J, BENTHEM V R C, et al. Component developments in Europe for mechanically pumped loop systems (MPLS) for cooling applications in space [C] // 46th International Conference on Environmental Systems, 2016: 1-14.
- [2] 鲁盼, 赵振明, 颜吟雪. 高分辨率遥感相机 CCD 器件精密热控制 [J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(4): 59-66.  
LU P, ZHAO Z M, YAN Y X. Precise thermal control of CCD in high resolution remote sensing [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(4): 59-66 (in Chinese).
- [3] 童叶龙, 李国强, 余雷, 等. CCD 组件的热分析和热实验 [J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(5): 46-53.  
TONG Y L, LI G Q, YU L, et al. Heat dissipation and precise temperature control for high-power CCD assembly [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(5): 46-53 (in Chinese).
- [4] ELLIS M C, KURWITZ R C. Development of a pumped two-phase system for spacecraft thermal control [C] // 46th International Conference on Environmental Systems, 2016: 1-16.
- [5] OREN J A. Study of thermal management for space platform applications; NASA CR-165307 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1981.
- [6] STALMACH D D, OREN J A. Systems evaluation of thermal bus concepts; NASA CR-167774 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1982.
- [7] HASLETT B. Space station technology 1983; NASA CP-2293 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1983.
- [8] DELIL A A M. Some considerations concerning two-phase flow thermal bus systems for spacecraft; NLR-RL-84-028 [R]. Amsterdam; NLR, 1984.
- [9] RYOSUKE F, MASATAKA Y, MASAYUKI N, et al. Experiment configuration and preliminary results of two-phase fluid loop experiment (TPFLEX) - STS-85 mission payload [J]. Acta Astronautica, 2002, 50(4): 217-224.
- [10] BLECLNOV S M, DESYATOV A K, VEZHNEVETS P D, et al. Experimental flight facility-two-phase heat transfer model in the Russian segment of the international space station [C] // Proceedings of Aviation and Spacecraft Industry and Technology, 1999: N13.
- [11] JOHANES V E, PAUW A, DONK G V. AMS02 tracker thermal control cooling system test results of the AMS02 thermal vacuum test in the LSS at ESA ESTEC [C] // 42nd International Conference on Environmental system, 2012: 1-14.
- [12] 于新刚, 徐侃, 苗建印, 等. 高热流散热器驱两相流体回路设计及飞行验证 [J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 192-197.  
YU X G, XU K, MIAO J Y, et al. Design and on-board validation of pumped two-phase fluid loop for high heat flux removal [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 192-197 (in Chinese).
- [13] JONI T. Modeling a two-phase mechanically pumped loop [D]. Enschede; University of Twente, 2014: 14-26.
- [14] HUANG Z C, HE Z H, MO D C, et al. Coupling between an accumulator and a loop in a mechanically pumped carbon dioxide two-phase loop [J]. Microgravity Science and Technology, 2011, 21(Suppl): 23-29.
- [15] 莫冬传, 黄臻成, VAN ES J, 等. 机械泵驱动两相环路热控系统的储液器与主回路耦合特性分析 [C] // 中国工程热物理学会多相流学术会议, 2012: 1206124.  
MO D C, HUANG Z C, VAN ES J, et al. Coupling properties between accumulator and main loop of mechanically pumped two phase loop [C] // Chinese Society of Engineering Thermophysics Multiphase Flow Conference, 2012: 1206124 (in Chinese).
- [16] VAN GERNER H J, BRAAKSMA N. Transient modelling of pumped two-phase cooling systems: Comparison between experiment and simulation [C] // 46th International Conference on Environmental Systems, 2016: 1-15.
- [17] VAN GERNER H J, BOLDER H J, BOLDER R, et al. Transient modelling of pumped two-phase cooling systems: Comparison between experiment and simulation with R134a [C] // 47th International Conference on Environmental Systems, 2017: 1-10.
- [18] 庄礼贤, 尹协远, 马晖扬. 流体力学 [M]. 2 版. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009: 65-89.  
ZHUANG L X, YIN X Y, MA H Y. Fluid mechanics [M]. 2nd ed. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2009: 65-89 (in Chinese).
- [19] 陶文铨. 数值计算传热学的近代进展 [M]. 北京: 科学出版社, 2000: 181-192.  
TAO W Q. Advances in computational heat transfer [M]. Beijing: Science Press, 2000: 181-192 (in Chinese).
- [20] FRIEDEL L. Improved friction pressure drop correlation for horizontal and vertical two-phase pipe flow [C] // European Two-Phase Flow Group Meeting, 1979: 485-492.
- [21] 弗兰克 P. 英克鲁佩勒, 大卫 P. 德维特, 狄奥多尔 L. 伯格曼, 等. 传热和传质基本原理 [M]. 葛新石, 叶宏, 译. 北京: 化学工业出版社, 2011: 297-332.  
INCROPERA F P, DEWITT D P, BERGMAN T L, et al. Funda-

mentals of heat and mass transfer[M]. GE X S, YE H, translated. Beijing: Chemical Industry Press, 2011:297-332 (in Chinese).

- [22] SHAH M M. Prediction of heat transfer during boiling of cryogenics fluids flowing in tubes[J]. Cryogenics, 1984, 24(5): 231-236.
- [23] LEONID V J, MARCO M, CLAUDIO F. Advanced design of a "low-cost" loop heat pipe[C] // 39th International Conference

on Environmental Systems, 2009:1-12.

作者简介:

孟庆亮 男, 博士。主要研究方向: 微重力下两相流动与传热。

赵振明 男, 博士。主要研究方向: 遥感器热设计、两相流换热。

## Transient numerical simulations of flow rate into and out of two-phase temperature control accumulator

MENG Qingliang<sup>1,2,\*</sup>, ZHANG Huandong<sup>1,2</sup>, ZHAO Zhenming<sup>1,2</sup>, ZHAO Shilei<sup>1,2</sup>, YANG Tao<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China;

2. Beijing Key Laboratory of Advanced Optical Remote Sensing Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Two-phase temperature control accumulator (hereinafter referred to as accumulator) is the key component of mechanically pumped two-phase loop (MPTL) system, which acts like the brain of MPTL system. The accumulator has the functions of storage and supplying of working fluid, gas-liquid separation and precise temperature controlling. In order to study the dynamic behavior of heat and mass transfer between accumulator and MPTL system in response to heat load variations, a transient numerical simulation model is developed for MPTL system by using the Navier-Stokes equations. By comparison between simulation and test results, it is found that the flow rate error of numerical model is in the range of  $\pm 10\%$ , which verifies the validity and accuracy of the model. The simulation results show that accumulator will exchange fluid with the main loop in response to heat load variations. In this case, the temperature and pressure of two-phase fluid in accumulator, and the total system flow resistance will be affected. The rate and amount of mass transfer between accumulator and main loop will increase with the increase of heat power, and the same increase will occur for the variation trend of temperature and pressure of two-phase fluid in the accumulator. The model can be used to study the variation characteristics of flow rate, temperature, and quality under different operating conditions, which can also be used to design MPTL system and to predict the system characteristics before a system has been built.

**Keywords:** mechanically pumped two-phase loop (MPTL); two-phase temperature control accumulator; precise thermal control; heat and mass transfer; numerical simulation

Received: 2019-03-12; Accepted: 2019-04-21; Published online: 2019-06-21 13:53

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.002.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.002.html)

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806010)

\* Corresponding author. E-mail: qlmeng@mail.ustc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0045

# 基于 CNN 的多尺寸航拍图像定位方法的研究与实现



潘海侠<sup>1</sup>, 徐嘉璐<sup>1</sup>, 李锦涛<sup>1</sup>, 王赞豪<sup>1</sup>, 王华锋<sup>1,2,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 软件学院, 北京 100083; 2. 北方工业大学 信息学院, 北京 100144)

**摘 要:** 图像定位常用于无人机视觉导航, 传统的无人机视觉导航广泛采用景象匹配导航方式, 随着计算机技术的不断发展, 深度学习技术为视觉导航的实现提供了新途径。以无人机的垂直侦查为背景, 将飞行区域的航拍图像划分成大小相同的若干网格, 每个网格代表一类区域, 用网格图像制作数据集训练卷积神经网络(CNN)。基于 AlexNet 设计了一种融合显著性特征的全卷积网络模型, 有效实现了一个基于 CNN 的多尺寸输入的滑动窗口分类器, 并提出了一种邻域显著性参照定位策略来筛选分类结果, 从而实现多尺寸航拍图像的定位。

**关键词:** 多尺寸航拍图像定位; 全卷积网络; 滑动窗口; 显著性; 特征融合

**中图分类号:** V221+.3; TB553

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2170-07

航拍图像定位大多利用航拍图像的绝对定位。匹配方法中基于特征点的匹配应用最为广泛, 适合匹配的特征点有边缘特征<sup>[1-3]</sup>、点特征<sup>[4-6]</sup>和区域特征<sup>[7-9]</sup>等。根据特征空间的不同, 基于特征点的匹配方法分为基于特征点局部灰度区域描述符的匹配方法和基于特征点空间结构信息的匹配方法。基于特征点局部灰度区域描述符的匹配方法是指在匹配时提取以特征点位置为中心的局部区域灰度信息的某类特征作为描述符进行相似性度量, 如提取局部区域 128 维特征向量作为描述子进行匹配的 SIFT 特征点匹配<sup>[7]</sup>等。基于特征点空间结构信息的匹配方法是指仅利用特征点的空间结构信息进行相似性度量, 如基于边缘点集的 Hausdorff 距离匹配<sup>[10-13]</sup>、基于形状上下文特征匹配<sup>[14-15]</sup>等。

近年来, 卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)<sup>[16]</sup>在图像领域有很好的表现。其中, OverFeat<sup>[17]</sup>获得了极具竞争力的结果, 其运用卷积网络有效实现了一个多尺寸输入的滑动窗口

方法, 可用于图像分类、目标定位和检测任务。基于 CNN 善于学习图像高层次特征的特点, 科研人员希望利用 CNN 将航拍图像定位问题转化为图像分类问题, 利用飞行区域的全部信息训练卷积神经网络, 对航拍图像直接进行分类。本文将航拍图像定位问题转化为了一种图像分类问题, 基于 AlexNet 提出了一个融合显著性特征的全卷积网络模型, 同时自行制作了航拍图像数据集, 提出一种邻域显著性参照定位策略来筛选分类结果, 从而实现多尺寸航拍图像的定位。实验结果表明, 本文模型提取图像特征的能力好于传统方法。同时, 多尺寸航拍图像定位实验验证了本文方法的准确率。

## 1 多通道全卷积网络模型

本文在 AlexNet<sup>[12]</sup>的基础上进行网络结构的改进, 设计了一种基于特征融合的多通道全卷积网络模型, 称为 multi-channel AlexNet-FCN, 其是

收稿日期: 2019-02-13; 录用日期: 2019-06-21; 网络出版时间: 2019-07-08 15:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190705.1205.002.html

\* 通信作者. E-mail: wanghuafeng@buaa.edu.cn

**引用格式:** 潘海侠, 徐嘉璐, 李锦涛, 等. 基于 CNN 的多尺寸航拍图像定位方法的研究与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2170-2176. PAN H X, XU J L, LI J T, et al. Research and implementation of multi-size aerial image positioning method based on CNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2170-2176 (in Chinese).

有效支持多尺寸输入的滑动窗口分类器。

### 1.1 AlexNet-FCN

AlexNet 规定输入图像大小为  $224 \times 224$ , 当输入更大尺寸的图片时, 网络会先将输入图片尺寸调整成规定大小。为了适应多尺寸输入, 本文使用类似 OverFeat<sup>[18]</sup> 的方法, 将 AlexNet 转换为全卷积形式的 AlexNet, 称为 AlexNet-FCN, 使其变为一个可以输入任意的不小于规定大小图像的滑动窗口分类器。

### 1.2 FCN 的滑动窗口形式

全卷积网络在以滑动方式应用时本质上是高效的, 因为窗口自然地共享重叠区域上共有的计算。对于 AlexNet-FCN, 滑动窗口大小为  $224 \times 224$ , 滑动窗口步长为 32。

输入一张  $256 \times 256$  大小的图像时, 输出是一个  $N$  (类别个数) 个通道的  $2 \times 2$  大小的类别得分矩阵, 如图 1 所示。相当于在图像的垂直方向和水平方向上各进行 2 次滑窗, 每个窗口分别映射到输入图像中的一个  $224 \times 224$  大小的区域。



图 1 FCN 滑动窗口形式  
Fig. 1 FCN sliding window

### 1.3 显著性特征图突出稀疏的显著性区域

航拍图像含有大量的不显著特征, 而不显著特征在不同航拍区域中可能差异很小, 将稀疏的显著性区域突出为前景有助于提取可区别的特征。使用 Image Signature<sup>[14]</sup> 来标记航拍图像中稀疏的显著性区域, 并生成显著性特征图 (见图 2), 用以进行后续的特征融合。

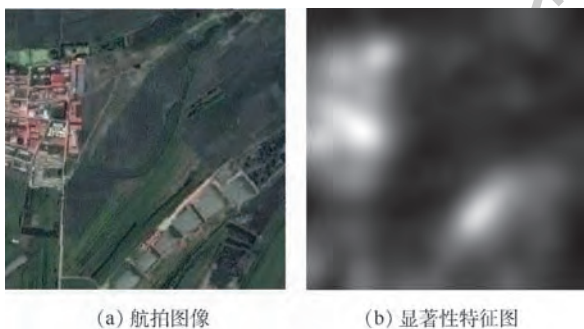


图 2 航拍图像的显著性特征图

Fig. 2 Saliency feature map of aerial image

### 1.4 multi-channel AlexNet-FCN 结构

基于特征融合的思想, 本文提出了一种称为 multi-channel AlexNet-FCN 的多通道特征融合 CNN 模型, 结构如图 3 所示。原始 RGB 航拍图像与其单通道特征图 (本文使用 Image Signature<sup>[14]</sup> 生成显著性特征图) 组合为一个四通道的输入层, 经过卷积核为  $1 \times 1$  的卷积层进行降维, 将降维后的三通道特征图输入 AlexNet-FCN。

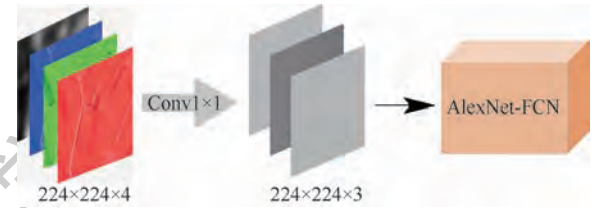


图 3 Multi-channel AlexNet-FCN 示意图

Fig. 3 Schematic diagram of multi-channel AlexNet-FCN

## 2 邻域显著性参照定位方法

针对包含多网格区域的航拍图像, 本文提出了一种多尺寸图像定位方法, 称为邻域显著性参照定位方法。

由于航拍图像中区域的连续性, 一个正确预测的区域类别, 其周围也应该存在正确预测的区域。基于邻域参照的思想, 某个被预测区域的相邻区域的显著性越强, 可以判断此区域越可能是正确的预测。因此本文提出了一种基于联通区域分析 (connected-component analysis) 和最大投票 (majority vote) 思想的邻域显著性参照定位方法, 通过区域及其邻域信息来筛选分类结果, 从而提高航拍图像定位的准确性, 其主要包括 4 个步骤: 类别得票数统计、区域显著性权重计算、预测概率邻域显著性参照加强和联通区域分析。

### 2.1 类别得票数统计

对于全卷积网络输出的类别得分图 (class score map), 将每个位置的所有通道中得分最高且大于阈值的类别作为一个预测分类结果。统计由类别得分图得到的所有分类结果, 得到输入图像可能包含的若干个区域的类别及个数, 并用一个表示网格区域类别间的真实位置关系的投票矩阵 (vote map) 来描述, 投票矩阵中每个位置的值等于该位置所代表的区域类别的预测个数, 未被预测的类别值为 0。

### 2.2 区域显著性权重计算

为得到所有网格区域的显著性权重, 先将恰好包含所有网格区域的航拍图像混合显著性特征图 (Image Signature<sup>[14]</sup>) 输入训练好的 multi-chan-

nel AlexNet-FCN, 得到投票矩阵。由于越显著的区域越容易被识别, 而投票矩阵描述了每个区域的判别个数, 可以认为投票矩阵中每个位置的值表示了该区域的显著性高低, 因此本文提出了一种区域显著性权重计算方法:

$$w_{i,j} = \frac{v_{i,j}}{\sum_{(x,y) \in \text{vote map}} v_{x,y}} \quad w_{i,j} \in [0,1) \quad (1)$$

式中:  $\forall (x,y,i,j) \in \text{vote map}$  代表网格区域中的一个位置;  $v_{i,j}$  为区域判别个数;  $w_{i,j}$  为计算显著性权重。

由此得到所有网格区域的显著性权重矩阵 (saliency weight map), 其大小与投票矩阵相同。一个如图 4(a) 所示的投票矩阵的三维曲面图, 得到的显著性权重矩阵如图 4(b) 所示。其中,  $x,y$  代表相对位置, 在投票矩阵中,  $z$  轴为投票矩阵中该位置所代表的区域类别的预测个数, 显著性权重矩阵中  $z$  轴为显著性权重。

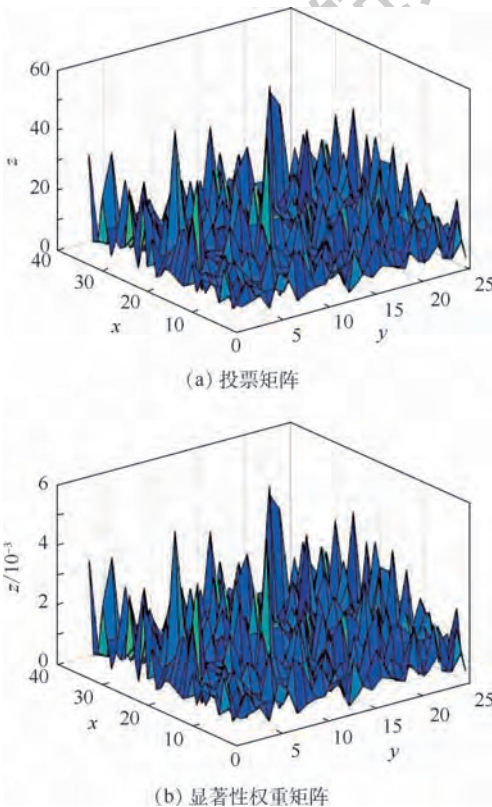


图 4 三维曲面样例

Fig. 4 3D surface sample diagram

### 2.3 预测概率邻域显著性参照加强

测试时, 将大于  $224 \times 224$  的航拍图像混合显著性特征输入训练好的网络, 得到输入类别得分图及投票矩阵, 已知投票矩阵中每个位置代表一个区域, 对于任意区域, 其预测概率为

$$P_{i,j} = \frac{v_{i,j}}{\sum_{(x,y) \in \text{vote map}} v_{x,y}} \quad P_{i,j} \in [0,1) \quad (2)$$

式中:  $P_{i,j}$  为预测概率。对每个位置  $(i,j) \in \text{vote map}$  (见图 5), 有 8 个邻域, 组成邻域预测概率的集合为:  $G_{i,j} = \{P_{i-1,j-1}, P_{i-1,j}, P_{i-1,j+1}, P_{i,j-1}, P_{i,j}, P_{i,j+1}, P_{i+1,j-1}, P_{i+1,j}, P_{i+1,j+1}\}$ 。2.2 节中得到的领域显著性权重:  $S_{i,j} = \{W_{i-1,j-1}, W_{i-1,j}, W_{i-1,j+1}, W_{i,j-1}, W_{i,j}, W_{i,j+1}, W_{i+1,j-1}, W_{i+1,j}, W_{i+1,j+1}\}$ , 其中不在投票矩阵中的邻域的概率和显著性权重均设置为 0。

对  $\forall (i,j) \in \text{vote map}$ , 根据该位置及其 8 个邻域的预测概率, 以及显著性权重, 计算其加强概率为

$$P'_{i,j} = P_{i,j} \prod_{\substack{P_{x,y} \in G_{i,j} \\ w_{x,y} \in S_{i,j}}} e^{w_{x,y} P_{x,y}} = P_{i,j} \exp \left( \sum_{\substack{P_{x,y} \in G_{i,j} \\ w_{x,y} \in S_{i,j}}} w_{x,y} P_{x,y} \right) \quad (3)$$

标准化后得到

$$P_{i,j} = \frac{P'_{i,j}}{\sum_{(x,y) \in \text{vote map}} P'_{x,y}} \quad P_{i,j} \in [0,1) \quad (4)$$

为加强概率。

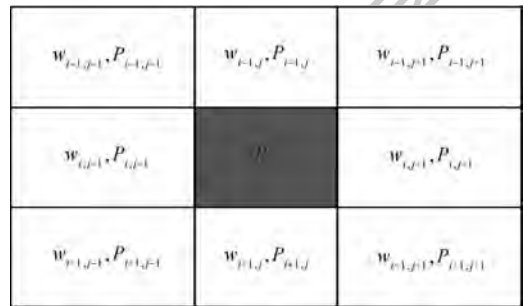


图 5 显著性权重示意图

Fig. 5 Schematic diagram of saliency weight

### 2.4 联通区域分析

已知概率矩阵中所有不为 0 的位置组成若干连通区域, 由于航拍图像中区域相邻的特性, 可以认为概率矩阵中拥有最大概率和的连通区域所包含位置的类别即为输入航拍图像的定位结果, 并且按照联通区域中每个区域的概率高低排列定位结果的优先级, 概率越高优先级越高。若不存在唯一的拥有最大概率和的连通区域, 则对概率矩阵反复进行邻域显著性参照加强, 直到得到唯一连通区域。

例如, 一个概率矩阵的热力图如图 6 所示。其中,  $x,y$  轴表示相对位置,  $z$  轴表示热力值, 热力值越高且越聚集的位置可判断为预测正确的区域, 即拥有最大概率, 可得按照概率降序的定位结

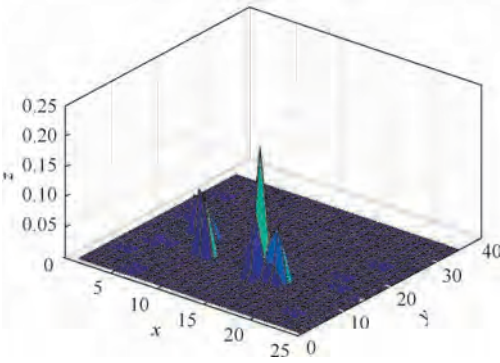


图 6 概率矩阵热力图

Fig.6 Heat map of probability matrix

果为  $\{12 \times 15, 11 \times 15, 12 \times 17, 12 \times 16, 11 \times 16, 11 \times 17, 10 \times 15\}$ 。

### 3 实验与结果分析

#### 3.1 数据准备

本文从 Google Earth 软件获取了黑龙江省哈尔滨市地区某 2 个不同时间下的卫星图像作为航拍数据,区域范围如图 7 所示。将图像划分为  $37 \times 27$ (行  $\times$  列)个大小相同的正方形网格区域,每个区域图片像素值为  $256 \times 256$ 。为了后续数据增强的需要,去掉最外层网格后共得到  $35 \times 25$  张图片,作为要分类的 875 类区域,每一类图片用其所在行列号标记。

本文采用了一种填充周围真实区域的旋转方法对图像进行随机旋转,同时对图像进行一定范围内的随机颜色抖动,以及对图像进行一定范围内的高斯模糊和椒盐噪声,用以增强数据并模拟真实环境。

通过以上方法,将每类数据的数量增加到 500 张,得到 875 类区域的数据共 437 500 张,其中训练集、验证集、测试集比例为 8 : 1 : 1。

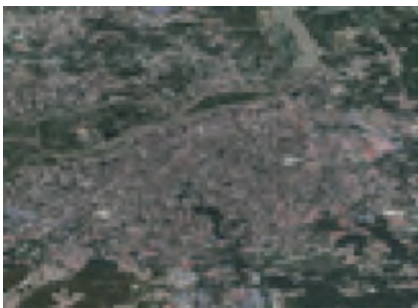


图 7 哈尔滨市的航拍图像

Fig.7 Aerial image of Harbin

#### 3.2 单尺寸训练与对比实验

采用 3.1 节中的数据集作为训练集,网络定

义输入大小为  $224 \times 224$ ,当训练时输入大于定义的图片时,先将输入图片做  $224 \times 224$  的随机裁剪。本文训练集大小为  $256 \times 256$ ,经过随机裁剪后进行训练,可以增强网络对局部图像信息的分类能力,提高准确率。本文在单尺寸下分别训练了 AlexNet-FCN 和 multi-channel AlexNet-FCN,在训练 multi-channel AlexNet-FCN 时,分别混合 Hog<sup>[19]</sup> 和 LBP<sup>[19]</sup> 特征作为网络的输入。

为了验证第 2 节设计训练的卷积网络对单一网格图像的分类能力,并与传统方法进行对比,本文从 Google Earth 上再次获取了 3.1 节中地区的另一时间的卫星图像,并划分为同样的 875 个网格图像,将每个网格图像进行一次随机旋转来模拟某时间下无人机飞行时的航拍图像。将旋转后的 875 张图像作为查询图像集,将 3.1 节中 875 类内部数据的原始网格图像作为标准图像集,这样每张查询图像都与某两张标准图像所属类别相同。分别将查询图像集输入训练好的 AlexNet-FCN 和 multi-channel AlexNet-FCN,得到每张查询图像输出的类别得分图,其中数值越大的类别越可能是该查询图像的所属类别。对每张标准图像和查询图像分别用具有旋转不变性的 SIFT<sup>[7]</sup>、SURF<sup>[8]</sup>、ORB<sup>[9]</sup> 提取特征,并计算每张查询图像与标准图像的相似度,相似度越高代表两张图像越相近,越可能是同一类别。统计得到查询图像集的准确率如表 1 所示,可知使用 CNN 对单一网格图像进行分类的效果远好于传统特征,且 CNN 对每张航拍图像的平均处理速度远快于传统方法;在 CNN 模型中,混合显著性特征的 multi-channel AlexNet-FCN 具有最好的分类效果,其准确率达到 95.4%。

在查询图像集中随机选取 10 类区域,并分别旋转 50 个角度来模拟飞行时采集的航拍图像,作为表 1 中 4 种全卷积网络的输入,4 个全卷积网

表 1 查询图像集准确率

Table 1 Query image set accuracy

方法	输入	准确率/%	所用环境	平均运行时间/s
AlexNet-FCN	RGB	94.1		0.017
multi-channel AlexNet-FCN	RGB + 显著特征	95.4	GPU: Titan X Pytorch	0.022
	RGB + HOG	94.6		0.191
	RGB + LBP	94.2		0.034
SIFT		63.3		37.865
SURF	RGB	73.6	CPU: E5-2670	31.254
ORB		61.9		4.586

络模型的 ROC 曲线如图 8 所示。分类器越靠近左上方,性能越好,可以看出 multi-channel AlexNet-FCN 效果最好。

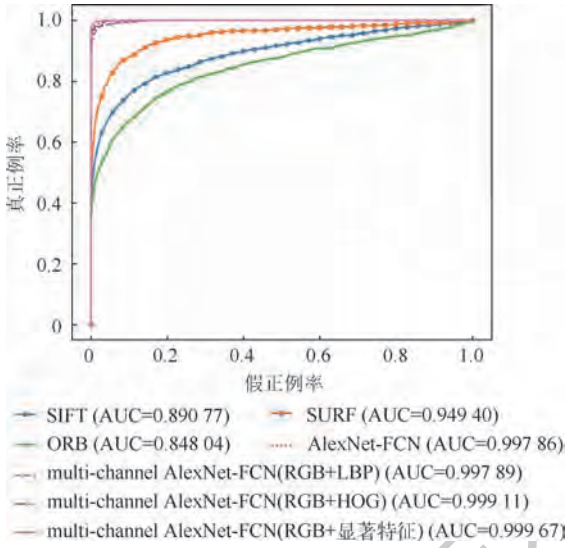


图 8 ROC 曲线

Fig.8 ROC curves

### 3.3 多尺寸航拍图像定位实验

为了验证本文方法对多尺寸航拍图像的定位能力,对使用邻域显著性参照定位策略和不使用邻域显著性参照定位策略 2 种方法进行了对比实验。

召回率和准确率是 2 种常用的精度指标。准确率即正确的正例的数量与被归类为正例的数量的比,其值越高则代表定位识别率越精准。召回率也称查全率,是真正例数与真正例、假反例数之和的比值,该值越高则代表识别结果查全效果越好。二者共同反映了识别的效果。

本文从 Google Earth 上获取了图 7 所示区域的另一时间的卫星图像,通过第 2 节的方法得到投票矩阵。使用邻域显著性参照定位策略得到概率矩阵,对概率矩阵进行基于最大投票的连通区域分析。分别取每张测试图像定位结果中优先级最高的  $k$  个类别作为识别结果,对于图像所包含的占整个网格区域某个比例范围的若干区域,分别计算其准确率与召回率,其中  $k$  的最大值为测试图像能包含的完整网格区域的最大个数。分别截取  $512 \times 512$  大小和  $768 \times 768$  大小的测试集,当阈值为 0.99 时,2 种方法得到的 top- $k$  下的平均准确率如表 2 和表 3 所示,平均召回率如表 4 和表 5 所示。

从实验结果可知,在多尺寸航拍图像定位中,使用邻域显著性参照定位时效果更好,即对于航拍图像,本文方法可以准确识别出其包含的大部分区域的类别,且图像包含的上下文信息越多,定

位准确率越高。

表 2 航拍图像为  $512 \times 512$  大小时 top- $k$  下的准确率

Table 2 Accuracy at top- $k$  when aerial image size is  $512 \times 512$

是否使用邻域显著性参照定位	区域所占完整网格比例/%	准确率/%			
		$k=1$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
否	100	67.3	39.5	26.6	19.9
	$\geq 80$	81.2	68.1	49.3	38.0
	$\geq 60$	83.9	74.1	56.0	43.6
	$\geq 40$	85.1	76.0	58.3	45.5
	$\geq 20$	85.6	77.1	59.8	46.7
	$\geq 0$	86.1	77.9	61.1	47.9
是	100	69.4	40.1	27.0	20.3
	$\geq 80$	83.1	69.0	49.9	38.2
	$\geq 60$	85.3	75.0	56.7	44.0
	$\geq 40$	86.3	77.0	59.0	45.8
	$\geq 20$	86.7	77.8	60.4	47.1
	$\geq 0$	87.1	78.5	61.6	48.3

表 3 航拍图像为  $768 \times 768$  大小时 top- $k$  下的准确率

Table 3 Accuracy at top- $k$  when aerial image size is  $768 \times 768$

是否使用邻域显著性参照定位	区域所占完整网格比例/%	准确率/%			
		$k=1$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
否	100	65.7	62.1	59.6	55.4
	$\geq 80$	94.6	93.3	91.3	88.2
	$\geq 60$	95.7	94.9	93.3	90.5
	$\geq 40$	96.8	95.8	94.3	91.7
	$\geq 20$	97.2	96.2	94.8	92.3
	$\geq 0$	97.6	96.6	95.3	93.2
是	100	68.8	65.8	57.5	51.0
	$\geq 80$	95.7	94.2	89.2	84.3
	$\geq 60$	96.6	95.7	91.3	87.4
	$\geq 40$	97.6	96.5	92.4	88.8
	$\geq 20$	97.8	96.7	92.8	89.6
	$\geq 0$	98.1	97.1	93.5	90.0

表 4 航拍图像为  $512 \times 512$  大小时 top- $k$  下的召回率

Table 4 Recall rate at top- $k$  when aerial image size is  $512 \times 512$

是否使用邻域显著性参照定位	区域所占完整网格比例/%	召回率/%			
		$k=1$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
否	100	67.3	79.1	79.8	79.8
	$\geq 80$	46.1	72.3	76.9	78.2
	$\geq 60$	29.7	51.3	57.1	58.9
	$\geq 40$	20.0	35.8	41.3	43.0
	$\geq 20$	14.8	26.8	31.6	33.1
	$\geq 0$	8.6	15.5	18.2	19.0
是	100	69.4	80.3	81.1	81.1
	$\geq 80$	47.2	73.4	77.9	78.9
	$\geq 60$	30.1	51.8	57.8	59.3
	$\geq 40$	20.3	36.2	41.8	43.3
	$\geq 20$	15.0	27.1	31.9	33.3
	$\geq 0$	8.7	15.6	18.3	19.1

表 5 航拍图像为  $768 \times 768$  大小时 top-k 下的召回率Table 5 Recall rate at top-k when aerial image size is  $768 \times 768$ 

是否使用 邻域显著性 参照定位	区域所占 完整网格 比例/%	召回率/%			
		k = 1	k = 2	k = 3	k = 4
否	100	21.5	40.5	58.1	72.3
	≥80	16.6	32.6	47.9	61.5
	≥60	12.6	25.0	36.9	47.7
	≥40	10.1	20.0	29.5	38.2
	≥20	8.1	16.0	23.7	30.8
	≥0	5.6	11.0	16.3	21.0
是	100	22.6	43.1	61.5	75.1
	≥80	16.8	32.9	48.5	62.3
	≥60	12.8	25.3	37.3	48.1
	≥40	10.2	20.1	29.7	38.5
	≥20	8.2	16.1	23.8	31.0
	≥0	5.6	11.1	16.4	21.3

## 4 结 论

本文利用飞行区域的全部信息将航拍图像定位问题转化为了图像分类问题,通过使用飞行区域内带有位置标记的网格图像制作训练集。基于 AlexNet 提出了一种融合显著性特征的多通道全卷积网络模型(multi-channel AlexNet-FCN),实现了一个支持多尺寸输入的滑动窗口分类器,并提出了一种邻域显著性参照定位策略来筛选分类结果,从而实现多尺寸航拍图像的定位。实验证明,本文方法训练的卷积网络对单一网格图像分类准确率可以达到 95.4%,实现了多尺寸航拍图像包含的大部分网格的准确定位,很好地适应了航拍图像的旋转特性。后续可以通过扩充更多时间和尺度的数据集,来提高卷积特征对航拍图像的适应能力。

### 参考文献 (References)

- [1] PREWITT J M S. Object enhancement and extraction [M] // LIPKIN B S, ROSENFELD A. Picture processing and psychopictories. Salt Lake City: Academic Press, 1970: 75-149.
- [2] MARR D, HILDRETH E. Theory of edge detection [J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1980, 207 (1167): 187-217.
- [3] CANNY J. A computational approach to edge detection [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986, 8(6): 679-698.
- [4] HARRIS C, STEPHENS M. A combined corner and edge detector [C] // 4th Alvey Vision Conference, 1988: 117-151.
- [5] SMITH S M, BRADY M. SUSAN-A new approach to low level image processing [J]. International Journal of Computer Vision, 1997, 23(1): 45-78.
- [6] MIKOLAJCZYK K, SCHMID C. An affine invariant interest point detector [C] // Proceedings of European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2002: 128-142.
- [7] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints [J]. International Journal of Computer Vision, 2004, 60(2): 91-110.
- [8] BAY H, TUVTELLARS T, VAN GOOL L. SURF: Speeded up robust features [C] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2006: 404-417.
- [9] RUBLEE E, RABAU D, KONOLIGE K, et al. ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF [C] // IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 2564-2571.
- [10] HAUSDORFF F. Grundzüge der mengenlehre [M]. Von Veit: Grundzüge der mengenlehre, 1914: A34-A35.
- [11] HUTTENLOCHER D P, KLANDERMAN G A, RUCKLIDGE W J. Comparing images using the Hausdorff distance [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1993, 15(9): 850-863.
- [12] DUBUISSON M P, JAIN A K. A modified Hausdorff distance for object matching [C] // Proceedings of the 12th International Conference on Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994: 566-568.
- [13] ZHAO C, SHI W, DENG Y. A new Hausdorff distance for image matching [J]. Pattern Recognition Letters, 2005, 26(5): 581-586.
- [14] BELONGIE S, MALIK J, PUZICHA J, et al. Shape context: A new descriptor for shape matching and object recognition [C] // Proceedings of the 13th International Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge: MIT Press, 2000: 831-837.
- [15] BELONGIE S, MALIK J, PUZICHA J. Shape matching and object recognition using shape context [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2002, 24(4): 509-522.
- [16] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks [J]. Communications of the ACM, 2012, 60(6): 84-90.
- [17] SERMANET P, EIGEN D, ZHANG X, et al. OverFeat: Integrated recognition, localization and detection using convolutional networks [EB/OL]. (2013-12-21) [2019-02-10]. <https://arxiv.org/abs/1312.6229>.
- [18] HOU X, HAREL J, KOCH C. Image signature: Highlighting sparse salient regions [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(1): 194-201.
- [19] OJALA T, PIETIKÄINEN M, MÄENPÄÄ T. Multiresolution gray-scale and rotation invariant texture classification with local binary patterns [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2002, 24(7): 971-987.

作者简介:

潘海侠 女,博士,副教授。主要研究方向:人工智能、模式识别、计算机视觉与图像处理。

王华锋 男,博士,副教授。主要研究方向:图像识别、基于图像的测量。

## Research and implementation of multi-size aerial image positioning method based on CNN

PAN Haixia<sup>1</sup>, XU Jialu<sup>1</sup>, LI Jintao<sup>1</sup>, WANG Yunhao<sup>1</sup>, WANG Huafeng<sup>1,2,\*</sup>

(1. School of Software, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Electrical & Information Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China)

**Abstract:** Image positioning is the key of UAV visual navigation. Scene matching navigation is widely used in traditional UAV visual navigation. With the continuous development of computer technology, deep learning technology provides a new way for the realization of visual navigation. In this context, this research mainly focuses on image localization based on convolution neural network. In this paper, based on the vertical reconnaissance of UAV, the aerial image of flight area is divided into several grids of the same size, each grid represents a class of regions, and the convolutional neural network (CNN) is trained by making data sets of grid images. This paper designs a fully convolutional network model based on AlexNet, which integrates saliency features. It effectively implements a sliding window classifier with CNN multi-size input, and proposes a neighborhood saliency reference positioning strategy to filter the classification results, so as to realize the positioning of multi-size aerial images.

**Keywords:** multi-dimensional aerial image location; fully convolutional network; sliding window; saliency; feature fusion

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0149

# 基于电阻抗层析成像的 CFRP 结构损伤检测



范文茹\*, 王勃, 李靛瑶, 周琛

(中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

**摘 要:** 电阻抗层析成像(EIT)是一种新兴的碳纤维增强复合材料(CFRP)结构状态评估方法。通过将 EIT 技术应用于一种商用各向异性 CFRP 层合板,初步研究了 EIT 的结构损伤检测能力。利用 COMSOL 软件建立 CFRP 多种损伤模型,有限元分析获取三维场空间电势分布信息。为改进 EIT 技术对各向异性 CFRP 结构损伤的图像重构效果,采用嵌入式电极有效采集材料内部电信号;同时,提出一种改进的基于 L1 稀疏正则化的图像重建算法。另外建立一套基于数字万用表的嵌入式 16 电极的 EIT 硬件系统,利用 EIT 系统检测平台对简单 CFRP 损伤进行检测,结果显示损伤材料图像重建效果良好,证明 EIT 方法在 CFRP 结构损伤检测中的可行性。

**关键词:** 结构损伤检测;碳纤维增强复合材料(CFRP);电阻抗层析成像(EIT);稀疏正则化;各项异性

**中图分类号:** TP212

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2177-07

与传统金属材料相比,碳纤维增强复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP)不仅具有优越的物理化学性能,如高比模量、高比强度、耐腐蚀、抗疲劳、易隐形、优良的化学稳定性,而且结构尺寸稳定和设计性好可以大面积整体成型<sup>[1-2]</sup>。因其独特、卓越的性能,CFRP 已广泛地应用于航天航空、国防军工和民用工业等各个领域,但是 CFRP 在制造和使用过程中可能造成结构损伤。损伤可能位于聚合物基体中或纤维本身,它们可能有黏结或螺纹连接的损伤<sup>[3]</sup>。

针对常见的材料结构损伤对应有多种结构健康监测的无损检测方法,现代方法主要有超声、X 线、红外成像和电涡流检测<sup>[4-7]</sup>。然而这些方法均具有一定局限性。目前,利用碳纤维自传感特点及结构损伤电学敏感特性,电学阻抗检测方法以其非侵入、无辐射、响应快等优点在 CFRP 无损

检测领域已逐步受到国内外学者的广泛关注<sup>[8-9]</sup>。Baltopoulos 等<sup>[10]</sup>首先进行该领域的探究,能够通过电阻抗层析成像(Electrical Impedance Tomography, EIT)定位的缺陷的大小和位置,证明这种无损检测技术的可用性。范文茹等<sup>[11]</sup>通过研究稀疏正则化算法进一步提高被测物体成像质量和边缘分辨率,仿真实验结果表明了该方法在不同噪声强度和电导率对比度下提高图像质量和实时性的有效性。Cagan<sup>[12]</sup>用环形电极排布对真实 CFRP 损伤进行基本图像重建,对关键硬件部件进行可用性验证。

本文采用一种导电能力更强更均匀的嵌入式铜钉作为电极,结合改进的 SpaRSA 算法对碳纤维层合板常见结构损伤进行仿真研究。其次建立一套基于数字万用表的嵌入式 16 电极的电阻抗层析成像硬件系统。该系统主要包括传感器单

收稿日期: 2019-04-03; 录用日期: 2019-06-01; 网络出版时间: 2019-06-14 09:05

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190612.1403.004.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190612.1403.004.html)

基金项目: 国家自然科学基金(61301244); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122016A010)

\* 通信作者. E-mail: wenrufan@hotmail.com

**引用格式:** 范文茹, 王勃, 李靛瑶, 等. 基于电阻抗层析成像的 CFRP 结构损伤检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2177-2183. FAN W R, WANG B, LI J Y, et al. Damage detection of CFRP structure based on electrical impedance tomography [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2177-2183 (in Chinese).

元、数据采集与处理单元以及上位机图像重建单元。利用 EIT 系统检测平台对 CFRP 层合板单孔、双孔损伤的位置、大小进行检测,结果显示损伤材料图像重建效果良好,证明 EIT 方法在碳纤维增强复合材料结构损伤检测中的可行性。

## 1 电阻抗层析成像原理

### 1.1 线性逼近与正问题

EIT 图像重建的目的是利用边界电压  $V$  和注入电流  $I$  得到电导率  $\sigma$ 。通过物理建模和有限元离散化,可以得到 EIT 的确定性观测模型为

$$V = U(\sigma; I) = R(\sigma)I \quad (1)$$

式中:  $U(\sigma; I)$  为  $\sigma$  和  $I$  到  $V$  映射的正演模型;  $R(\sigma)$  为  $\sigma$  到电阻的映射模型。  $V = R(\sigma)I$  模型与电导率  $\sigma$  呈非线性关系,与电流  $I$  呈线性关系。在电导率变化较小的情况下,考虑线性化方程组,可以求解精度足够高的逆问题。

$$\delta U = U'(\sigma_0) \delta \sigma = J \delta \sigma \quad (2)$$

其中:  $\delta \sigma \in \mathbf{R}^{n \times 1}$  为电导率变化量,  $n$  为重建图像中的像素数;  $\sigma_0$  为材料初始电导率;  $\delta U \in \mathbf{R}^{m \times 1}$  为材料电导率改变导致的边界电压改变量,  $m$  为测量值数量;  $J \in \mathbf{R}^{m \times n}$  为 Jacobian 矩阵。

基于四端口网络的 Geselowitz 灵敏度定理<sup>[13]</sup>,灵敏度图的快速计算方法为

$$J_{\text{dek}} = \frac{\partial V_{dc}}{\partial \sigma_k} = - \int_{\Omega_k} \nabla u(I^d) \cdot \nabla u(I^e) dV \quad (3)$$

式中:  $u(I^d)$  和  $u(I^e)$  分别为  $d$  次和  $e$  次驱动模式的电势分布;  $\Omega_k$  为边界条件;  $\sigma_k$  为对应边界条件  $\Omega_k$  的电导率变化。

### 1.2 反向重建算法及改进

EIT 的逆问题是利用边界测量来估计未知介质分布。对复合材料结构进行损伤识别时,被测区域的介质往往存在不连续性,为了反映问题的稀疏性和改善图像重建质量,采用基于 L1 范数的稀疏正则化进行图像重建。

$$\delta \sigma_{\text{reg}} = \arg \min \frac{1}{2} \|J \delta \sigma - \delta U\|_2^2 + \lambda \|\delta \sigma\|_1 \quad (4)$$

式中:  $\delta \sigma_{\text{reg}}$  为反向问题计算得到的电导率变化量;  $\lambda$  为正则化系数。

SpaRSA<sup>[14]</sup> 算法解决式(4)所示的最优化问题,根据式(5)进行迭代获得一个估计值序列  $\{\delta \sigma^t, t = 0, 1, \dots, M\}$ ,其中  $M$  为算法设置的最大迭代次数。

$$\delta \sigma^{t+1} = \arg \min_z \|z - u^t\|_2^2 + \frac{\lambda}{\alpha_t} c(z) \quad (5)$$

式中:

$$\begin{cases} \alpha_t \in \mathbf{R}^+ \\ c(z) = \|z\|_1 \\ u^t = \delta \sigma^t - \frac{1}{\alpha_t} J(J \delta \sigma^t - \delta U) \\ z = J \delta \sigma \end{cases} \quad (6)$$

然而,稀疏正则化的局限性在于解决问题的时间消耗。为了进一步提高稀疏正则化算法的计算速度,利用自适应步长和预处理技术,提出了一种基于可分逼近算法的改进方法。

式(5)中步长  $\alpha_t$  是迭代全局收敛的关键,这里采用了一种 ABB(Adaptive Barzilai-Borwein)方法<sup>[15]</sup>,该方法使用类似信任区域的策略,从原始 BB(Barzilai-Borwein)<sup>[16]</sup>方法的 2 个备选方案中选择其步长,不需要对一般函数进行直线搜索,因此可以节省大量的计算工作量。当系统要求高精度或系数矩阵条件非常差时,ABB 方法是一个很好的选择,  $\alpha_t$  表达式为

$$\alpha_t = \begin{cases} \alpha_t^{\text{BB2}} & \alpha_t^{\text{BB2}} / \alpha_t^{\text{BB1}} < \kappa \\ \alpha_t^{\text{BB1}} & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

式中:

$$\begin{cases} \kappa \in (0, 1) \\ \alpha_t^{\text{BB1}} = \frac{r_{t-1}^T r_{t-1}}{r_{t-1}^T y_{t-1}} = \alpha_{t-1} \frac{g_{t-1}^T g_{t-1}}{g_{t-1}^T g_{t-1} - g_{t-1}^T g_t} \\ \alpha_t^{\text{BB2}} = \frac{r_{t-1}^T y_{t-1}}{y_{t-1}^T y_{t-1}} = \alpha_{t-1} \frac{g_{t-1}^T g_{t-1} - g_{t-1}^T g_t}{g_{t-1}^T g_{t-1} - 2g_{t-1}^T g_t + g_t^T g_t} \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $g_t = J \delta \sigma^t - \delta U$ ,  $r_{t-1} = \delta \sigma^t - \delta \sigma^{t-1} = -\alpha_{t-1} \cdot g_{t-1}$ ,  $y_{t-1} = g_t - g_{t-1}$ ,每次迭代只计算 2 个内积  $g_t^T g_t$  和  $g_{t-1}^T g_{t-1}$ 。

另外,由于式(6)基于梯度法,灵敏度映射  $J$  的病态性导致 SpaRSA 算法收敛速度慢,利用右平滑预条件<sup>[17]</sup>可以提高梯度法的性能,从而线性问题(2)可以写为

$$(J \times W)(W^{-1} \times \delta \sigma) = \delta U \quad (9)$$

式中:  $W^{-1}$  为预处理器。那么,问题(4)的优化形式为

$$\delta \sigma_{\text{reg}} = \arg \min \frac{1}{2} \|(J \times W)(W^{-1} \times \delta \sigma) - \delta U\|_2^2 + \lambda \|W^{-1} \delta \sigma\|_1 \quad (10)$$

本文所研究的 EIT 稀疏正则化预处理的重点不仅在于提高图像的收敛速度,还在于提高图像的分辨率。因此本文提出了一种新的基于灵敏度映射的预处理器。

假设矩阵  $W$  是非奇异的,这意味着其有一个唯一且表现良好的  $W^{-1}$ ,而保证  $W$  的非奇异性的

最简单的方法是使其对角  $\mathbf{W} = \text{diag}(\omega_j)$  满足  $\omega_j \neq 0$ 。 $\omega_j$  的一个有效选择是将每个像素中的总灵敏度标准化,即

$$\omega_j = \left( \sum_{i=1}^p J_{ij}^2 \right)^{-1/2} \quad j = 1, 2, \dots, q \quad (11)$$

问题(4)的优化可描述为  $\mathbf{J} = \mathbf{J} \times \mathbf{W}$ ,  $\delta\sigma = \mathbf{W}^{-1} \times \delta\sigma$ 。根据 SpaRSA 算法框架解决问题(10),然后,用  $\delta\sigma = \mathbf{W} \times \delta\sigma$  给出原问题(4)的解。

## 2 仿真实验

CFRP 是一种多相材料,由导电的碳纤维和绝缘的树脂聚合物复合而成。其纤维方向具有较高的电导率,而垂直纤维方向和厚度方向由于纤维间的相互接触形成的电导率相对较低。因此,CFRP 层合板有较强的各向异性,为简化 EIT 分析,将 CFRP 简化为单层均质连续各向异性材料。本文使用 COMSOL 软件以单层碳纤维(10 cm × 10 cm × 0.04 cm)为基础构建 8 层结构类型 CFRP 层合板正交 ( $[0^\circ/90^\circ]_4$ ) 模型,  $0^\circ$  纤维电导率  $\{1000 \ 0 \ 0, 0 \ 10 \ 0, 0 \ 0 \ 10\}$ ,  $90^\circ$  纤维电导率为  $\{10 \ 0 \ 0, 0 \ 1000 \ 0, 0 \ 0 \ 10\}$ , 如图 1 所示。

Todoroki 等<sup>[18]</sup>在自感 CFRP 表面镀铜电极,但由于 CFRP 材料有很强各向异性的电特性,因此当表面铜电极受到激励信号时,材料内部的电信号很微弱,这对材料内部损伤检测有较大影响。采用嵌入式电极不仅可以有效地克服材料各向异性,而且保持接触稳定,材料电极模型如图 2 所示。

结合碳纤维层合板常见结构损伤,构建 3 种材料损伤模型:

1) 冲击损伤模型,材料表面中心区域设置



图 1 正交型 CFRP 层合板模型

Fig. 1 Orthogonal CFRP laminate model



图 2 嵌入式电极的 CFRP 层合板模型

Fig. 2 CFRP laminate model of embedded electrode

一个半径 0.5 cm,高 0.12 cm 的圆锥体为冲击损伤,电导率改变量分别为 50% (model 1) 和 20% (model 2)。

2) 分层损伤模型,在材料内部设置一个半径为 0.5 cm,高为 0.04 cm 的圆柱体,电导率改变量为 50%。

3) 裂纹损伤模型,设置横向裂缝尺寸为 4 cm × 0.2 cm × 0.04 cm,电导率改变量为 50%。图 3 给出了 3 种损伤模型的截面图,获取相邻激励相邻测量模式下空场和满场电压差,选取被测材料厚度方向中心层 XY 截面计算灵敏度矩阵,利用 Tikhonov、CG、SpaRSA 和改进的算法 MSpaRSA 进行图像重建。

引入相关系数  $r$  对重建图像质量进行评价:

$$r = \frac{\sum_{i=1}^N (\sigma_i - \bar{\sigma})(\sigma_i^* - \bar{\sigma}^*)}{\sqrt{\sum_{i=1}^N (\sigma_i - \bar{\sigma})^2 \sum_{i=1}^N (\sigma_i^* - \bar{\sigma}^*)^2}} \quad (12)$$

式中: $\sigma^*$  为电导率的真实分布矩阵; $\sigma$  为计算值; $\bar{\sigma}^*$  为电导率真实分布的平均值; $\bar{\sigma}$  为平均计算值。

图 3 给出了损伤模型不同算法的重建图像,对于表面不同程度的冲击损伤和内部损伤都有较好的重建图像;对于裂纹损伤,稀疏重构方法可探测出损伤的存在和大概位置,但形状和尺寸的失真较为严重。表 1 给出了图 3 中使用的不同算法重建图像的耗时。可以看出,MSpaRSA 算法比 SpaRSA 算法的速度更快,这意味着稀疏重构的实时性得到了提高。表 2 给出了图 3 中使用不同算法重建图像的相关系数,对于材料的冲击损伤、分层损伤,稀疏重构方法能保持边缘分辨率,证明 MSpaRSA 算法可以进一步提高图像的质量。

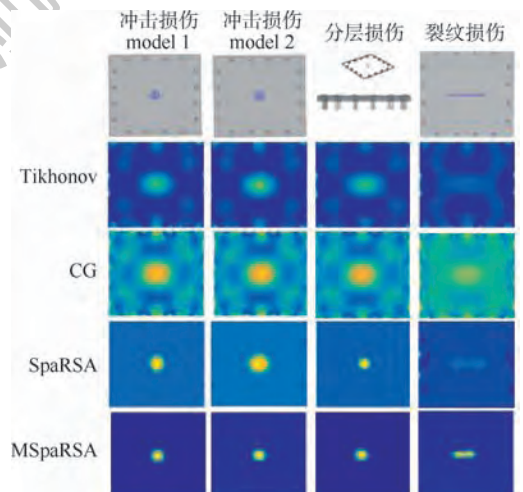


图 3 损伤模型图像重建

Fig. 3 Image reconstruction of damage model

表 1 不同算法的重建图像消耗时间

Table 1 Reconstructed image consumption time of different algorithm

损伤类型	Tikhonov	CG	SpaRSA	MSpaRSA
冲击损伤 model 1	0.712	0.492	0.051	0.047
冲击损伤 model 2	0.665	0.451	0.065	0.047
分层损伤	0.688	0.438	0.062	0.056
裂纹损伤	0.685	0.460	0.085	0.052

表 2 不同算法的重建图像相关系数

Table 2 Reconstructed image correlation coefficients of different algorithms

损伤类型	Tikhonov	CG	SpaRSA	MSpaRSA
冲击损伤 model 1	0.4059	0.3520	0.8290	0.9523
冲击损伤 model 2	0.4181	0.3539	0.7003	0.9298
分层损伤	0.4032	0.3328	0.8252	0.9268
裂纹损伤	0.0696	0.1194	0.2000	0.4625

### 3 实验验证

#### 3.1 测试对象

CFRP 中的碳纤维具有良好的导电性,当材料有损伤时将引起层合板对应位置发生电导率变化,因此利用碳纤维自传感特点及结构损伤电学敏感特性对材料进行检测。

实验选用正交型 CFRP 层合板进行常见损伤检测,材料尺寸为 10 cm × 10 cm,厚度为 0.3 cm。如图 4 所示,在 CFRP 四周边缘等间距布置 16 个电极,电极用铜钉代替嵌入式穿过层合板,并使用导电银胶(conduction 凯特森,广州楷翔电子产品有限公司)将铜钉与层合板孔的间隙黏结,改善了铜钉与复合材料的连接,即使铜钉出现小的松动,电连接仍保持稳定。这些电极被连接到多路电流注入和电压测量的多路复用器上。

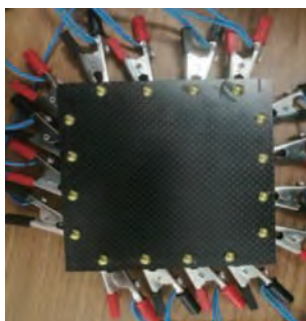


图 4 分布 16 个嵌入式电极的 CFRP 层合板  
Fig. 4 CFRP laminated plates with sixteen embedded electrodes

#### 3.2 测试系统结构

为检测 CFRP 材料损伤,开发了一套基于数字万用表的嵌入式 16 电极的 EIT 硬件系统。

图 5 显示了 EIT 系统结构。工作站基于 LabVIEW 开发的系统软件根据一定的测量协议进行开关量的切换驱动和测量通道的导通断开,实现对外部电流源激励输入和万用表数据采集的控制,其次用接线端子连接被测材料与测量设备。该实验测试中,选用相邻电极激励和相邻电极测量模式,共有 16 组相邻电极对,当电流激励一组电极时,依次测量与电流激励无关的余下的 13 组电极对间的电压值,循环激励循环测量最终共测得  $13 \times 16 = 208$  个边界电压值。实验分别测量 2 组电压值(损伤发生前后)。根据电学成像重建原理,通过 COMSOL 软件建立有限元模型,计算灵敏度矩阵,利用重建算法反演得到电导率变化分布图。

本文使用的实验设备如图 6 所示,控制器为 HP 工作站 Z238。驱动电流由吉时利 KEITHLEY 6221 电流源产生,为直流 100 mA 的电流信号。

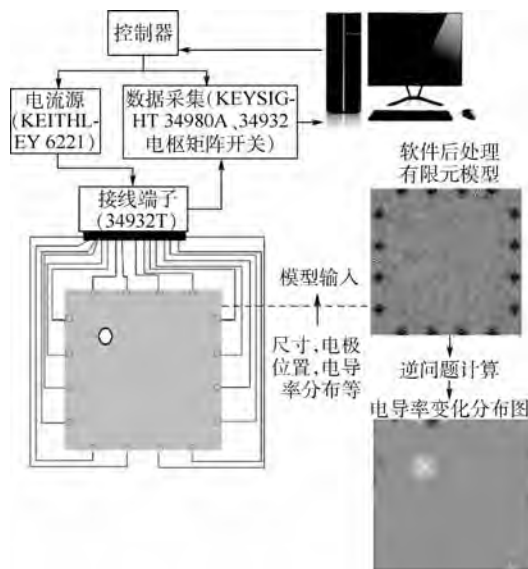


图 5 EIT 系统结构及处理部分

Fig. 5 Structure and processing part of EIT system



图 6 搭建的 EIT 硬件系统和测试材料

Fig. 6 Established EIT hardware system and testing materials

输入输出信号控制由 KEYSIGHT 34932 电枢矩阵开关模块组成,驱动测量通道开关选通时序由上位机 LabVIEW 编程实现。数据测量是由 KEYSIGHT 34980A 多功能开关/测量单元内置数字万用表来完成,该仪器可通过以太网实现远程访问和控制。

### 3.3 损伤材料检测

在评估 EIT 检测实际损伤的初始研究阶段,最好从简单的 CFRP 层合板损伤开始。本实验通过钻孔来代替 CFRP 层合板的损伤形式,钻孔会导致导电碳纤维的断裂,材料对应位置电导率分布发生变化,通激励电流该区域电势分布也会随之发生改变。如图 7 所示,在 CFRP 上钻取一个 6 mm 的圆孔作为损伤,占材料板总面积的 0.44%,通过电阻抗成像数据采集试验件损伤前后的各相邻电极间的边界电压值,利用 MATLAB (R2014b, MathWorks®) 对 EIT 逆问题计算,获得电导率变化分布图像。

为了验证改进的基于 L1 稀疏正则化 MSpaRSA 算法对 CFRP 层合板损伤图像重建的稀疏性优势,将其与 Tikhonov 正则化、CG 算法和 SpaRSA 算法作对比。图 7 显示出 4 种不同算法的材料损伤图像重构图,其中小圆圈标记为真实损伤在 CFRP 层合板的位置。可以清楚地看出,4 种算法均可有效地重构出损伤图像,且与真实损伤定位一致,但 MSpaRSA 算法损伤重建图像的边缘稀疏性较好,伪影较少,有效改进了重构图像质量,提高了物体边缘的空间分辨率,而 Tikhonov 正则化和 CG 算法重建的图像较为模糊。

此外,为进一步研究 EIT 方法对 CFRP 层合板损伤检测能力,利用相同的原理及方法,对双孔损伤形式进行图像重建。如图 8 所示,在方形

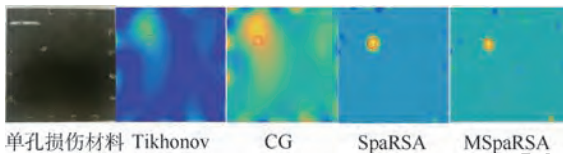


图 7 CFRP 单孔损伤形式重建结果

Fig. 7 Reconstruction results of CFRP single hole damage form

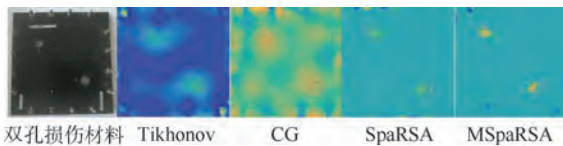


图 8 CFRP 双孔损伤形式重建结果

Fig. 8 Reconstruction results of CFRP double hole damage form

CFRP 层合板对角钻取 2 个 8 mm 通孔时,占材料板总面积的 1.6%,通过 EIT 系统采集试验件损伤前后的 2 组边界电压值,4 种不同算法依旧能够重建得到 CFRP 层合板双孔损伤的图像重构图,与其他算法相比,MSpaRSA 算法重建图像中的边界稀疏性较好,干扰信息明显较少,但显示出的图像重建损伤区域与真实的 CFRP 层合板损伤位置有一定的偏移。这种现象在 CFRP 单孔损伤的图像重构图中是不存在的,说明当有多个损伤存在时,它们相互影响使重构的损伤位置发生偏移。

重复测量边界电压,图 9 显示了仿真和实测的差分电压(损伤状态和非损伤状态之间的边界电压差)的差别,其中为了清晰起见,描述了 208 次的测量数据。其中最高的边界电压差幅值对应于损伤附近的测量值,峰值大小受不均匀导电性(损伤)的位置和尺寸以及电极阻抗的影响。实测和仿真的差分电压变化基本一致,验证了简化 CFRP 层合板为连续均质各向异性材料模型的适用性。

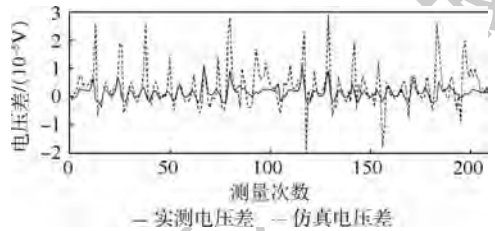


图 9 双孔损伤测量与仿真电压差值的对比

Fig. 9 Comparison of double hole damage measurement and simulation voltage difference

## 4 结 论

本文结合 CERP 的常见损伤、阻抗分布等先验知识,进一步研究稀疏正则化的图像重建算法,提高成像速度和图像分辨率,结合硬件系统对复合材料结构损伤检测的可行性进行验证。实验结果表明:

1) 采用改进的基于 L1 范数稀疏正则化 MSpaRSA 算法进行电导率变化图像重建,能够有效地增强边缘分辨率减少伪影,帮助提高损伤检测的精度。

2) EIT 系统对实际单孔、双孔损伤的 CFRP 层合板能获得较好的图像重建效果,证明该系统用于 CFRP 层合板损伤检测的可行性。

## 参考文献 (References)

[1] 邹达懿,王鹏飞. 复合材料平尾有限元建模方法研究[J].

- 国外电子测量技术,2012,31(7):24-27.
- ZOU D Y, WANG P F. Research on finite element modeling method for composite flat tail[J]. Foreign Electronic Measurement Technology,2012,31(7):24-27(in Chinese).
- [2] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报, 2008,29(3):596-603.
- YANG N B. Composite material structures for new generation large airliners [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008,29(3):596-603(in Chinese).
- [3] 程军. 碳纤维复合材料的电磁涡流无损检测技术的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- CHENG J. Research on electromagnetic eddy current nondestructive testing technology for carbon fiber composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015(in Chinese).
- [4] 张澎涛. 碳纤维复合材料分层损伤的超声波无损检测研究[D]. 哈尔滨:东北林业大学,2006.
- ZHANG P T. Study on ultrasonic nondestructive testing of delamination damage of carbon fiber composites [D]. Harbin: Northeast Forestry University,2006(in Chinese).
- [5] 戴景民,汪子君. 红外热成像无损检测技术及其应用现状[J]. 自动化技术与应用,2009,26(1):1-6.
- DAI J M, WANG Z J. Infrared thermal imaging nondestructive testing technology and its application status [J]. Automation Technology and Application,2009,26(1):1-6(in Chinese).
- [6] 孙磊. 碳纤维增强树脂基复合材料涡流无损检测有限元分析[D]. 厦门:厦门大学,2014.
- SUN L. Finite element analysis of eddy current nondestructive testing for carbon fiber reinforced resin matrix composites[D]. Xiamen: Xiamen University,2014(in Chinese).
- [7] 任吉林,曾亮,张丽攀,等. 碳纤维复合材料涂层厚度涡流测量的研究[J]. 仪器仪表学报,2011,32(12):2662-2668.
- REN J L, ZENG L, ZHANG L P, et al. Study on eddy current measurement of coating thickness of carbon fiber composites [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2011,32(12):2662-2668(in Chinese).
- [8] 范文茹,雷建,董玉珊,等. 基于四电极法的 CFRP 结构损伤检测研究[J]. 仪器仪表学报,2017,38(4):961-968.
- FAN W R, LEI J, DONG Y S, et al. Research on damage detection of CFRP structure based on four-electrode method[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(4):961-968(in Chinese).
- [9] LOYOLA B R, SAPONARA V L, LOH K J, et al. Spatial sensing using electrical impedance tomography [J]. IEEE Sensors Journal,2013,13(6):2357-2368.
- [10] BALTOPOULOS A, POLYDORIDES N, PAMBAGUIAN L, et al. Damage identification in carbon fiber reinforced polymer plates using electrical resistance tomography mapping[J]. Journal of Composite Materials,2013,47(26):3285-3301.
- [11] FAN W R, WANG H X, XUE Q, et al. Modified sparse regularization for electrical impedance tomography[J]. Review of Scientific Instrument,2016,87:034702.
- [12] CAGAN J. Hardware implementation of electrical resistance tomography for damage detection of carbon fibre-reinforced polymer composites [J]. Structural Health Monitoring, 2017, 16(2):129-141.
- [13] GESELOWITZ D B. An application of electrocardiographic lead theory to impedance plethysmography [J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering,1971,18(1):38-41.
- [14] WRIGHT S J, NOWAK R D, FIGUEIREDO M A T. Sparse reconstruction by separable approximation[J]. IEEE Transactions on Signal Processing,2009,57(7):2479-2493.
- [15] ZHOU B, GAO L, DAI Y H. Gradient methods with adaptive stepsizes [J]. Computational Optimization and Applications, 2006,35(1):69-86.
- [16] FLETCHER R. On the Barzilai-Borwein method [M]. Berlin: Springer,2005:235-256.
- [17] CALVETTI D, REICHEL L, SHUIBI A. Invertible smoothing preconditioners for linear discrete ill-posed problems [J]. Applied Numerical Mathematics,2005,54(2):135-149.
- [18] TODOROKI A, SUZUKI K, MIZUTANI Y, et al. Durability estimates of copper plated electrodes for self-sensing CFRP composites [J]. Journal of Solid Mechanics & Materials Engineering,2010,4(6):610-620.

#### 作者简介:

范文茹 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:电学检测技术。

王勃 男,硕士研究生。主要研究方向:电学检测技术。

李靓瑶 女,硕士研究生。主要研究方向:电学检测技术。

# Damage detection of CFRP structure based on electrical impedance tomography

FAN Wenru<sup>\*</sup>, WANG Bo, LI Jingyao, ZHOU Chen

(School of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Electrical impedance tomography (EIT) is an emerging method for evaluating the structural state of carbon fiber reinforced polymer (CFRP). In this paper, the structural damage detection ability of EIT is studied by applying EIT technology to commercial anisotropic CFRP laminated plates. Some damage models of CFRP are established by COMSOL software, and the spatial potential distribution information of three-dimensional field is obtained by finite element analysis. In order to improve the image reconstruction effect of EIT technology on the damage of anisotropic CFRP structure, the embedded electrodes are used to collect the internal electrical signals of the material effectively, and a modified image reconstruction algorithm based on L1 sparse regularization is proposed. In addition, a set of embedded 16-electrode EIT hardware system based on digital multimeter is established. The damage of simple CFRP is detected by EIT system detection platform. The results show that the image reconstruction effect of damaged materials is good, which proves the feasibility of EIT method in damage detection of CFRP structures.

**Keywords:** structural damage detection; carbon fiber reinforced polymer (CFRP); electrical impedance tomography (EIT); sparse regularization; anisotropy

**Received:** 2019-04-03; **Accepted:** 2019-06-01; **Published online:** 2019-06-14 09:05

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190612.1403.004.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190612.1403.004.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (61301244); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122016A010)

\* **Corresponding author.** E-mail: wenrufan@hotmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0071

# 倾转旋翼机低速回避区研究



陈金鹤\*, 汪正中, 马玉杰

(中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 景德镇 333001)

**摘 要:** 针对单发、全发失效(OEI/AEI)后提升倾转旋翼机安全性的需求,基于最小化回避区思想分析预测倾转旋翼机的高度-速度低速回避区。首先,引入混合操纵模型,建立倾转旋翼机发动机失效后增广的二维纵向刚体飞行动力学模型,基于最优控制理论将倾转旋翼机低速回避区边界转化为安全着陆问题;然后,构建倾转旋翼机发动机失效后安全着陆飞行的连续非线性最优控制模型,采用间断有限元法(DPG)和非线性规划算法进行求解;最后,以XV-15为研究对象,验证了算法的准确性,并研究了不同飞行重量、操纵要求下,倾转旋翼机的单发、全发失效的高度-速度低速回避区,分析了倾转短舱对低速回避区的影响,给出了XV-15单发失效的垂直起飞最大安全重量。

**关键词:** 倾转旋翼机; 最优控制理论; 单/全发失效(OEI/AEI); 低速回避区; 间断有限元法(DPG)

**中图分类号:** V221+.3; TB553

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2184-09

倾转旋翼机是兼具直升机和固定翼飞机优点的一种跨界飞行器,具备广泛的应用前景。V-22“鱼鹰”倾转旋翼机的成功应用标志该项技术的成熟,贝尔和阿古斯塔直升机公司合作研制的BA609型倾转旋翼机,是一种与XV-15类似的6~9座民用型倾转旋翼机。

民用型倾转旋翼机必须满足发动机失效后安全飞行的FAA条款<sup>[1]</sup>。旋翼机通常出现的发动机失效情况分为单发失效和双发失效。发动机失效/故障后,倾转旋翼机可选择继续飞行或着陆,取决于倾转旋翼机总重、倾转旋翼机剩余功率及单发失效时的飞行状态及条件;双发失效时,倾转旋翼机必须进行着陆飞行;发动机失效时,倾转旋翼机驾驶员此时需合理使用发动机的剩余功率,综合考虑飞行状态及外部条件,以规划飞行策略及飞行路径。飞行试验风险大、费时耗资,而数值优化技术可以相对低成本、快速地给出最优的操

纵策略,可以为飞行试验提供参考。

基于最优控制方法的直升机低速回避区(H-V曲线)及飞行轨迹数值优化的研究已开展了大量工作<sup>[2-5]</sup>,但国内外对倾转旋翼机发动机失效后的低速回避区、飞行轨迹及操纵策略的研究相对较少。倾转旋翼机的发动机失效后飞行轨迹研究需面临倾转旋翼机操纵冗余问题,同时短舱倾转过渡也会有不同影响。

Carlson等<sup>[6-8]</sup>以旋翼拉力系数、短舱倾角、纵向杆为控制变量,解决倾转旋翼机操纵冗余的问题,建立纵向二维刚体飞行动力学模型,系统阐述了倾转旋翼机发动机失效后飞行轨迹优化问题,并结合安全着陆要求,对倾转旋翼机低速回避区进行了充分的研究。国内严旭飞和陈仁良<sup>[9-10]</sup>引入混合操纵模式,依此建立倾转旋翼机纵向二维飞行动力学模型,并基于最优控制理论研究了倾转旋翼机短距起飞单发失效着陆的最优化轨迹及

收稿日期: 2019-03-01; 录用日期: 2019-05-19; 网络出版时间: 2019-05-31 09:46

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190528.1915.001.html

\* 通信作者。E-mail: cjhe08034105@163.com

**引用格式:** 陈金鹤, 汪正中, 马玉杰. 倾转旋翼机低速回避区研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2184-2192.

CHEN J H, WANG Z Z, MA Y J. Research on low-speed avoidance zone of tiltrotor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2184-2192 (in Chinese).

倾转过渡过程的操纵策略优化。

本文引入 XV-15 倾转旋翼机混合操纵方式,建立倾转旋翼机发动机失效飞行动力学模型,考虑倾转旋翼机性能、操纵和安全着陆等要求,基于最小回避区的思想,建立适当的目标函数和约束,形成发动机失效后安全着陆的轨迹优化最优控制模型;采用间断有限元法和序列二次规划(SQP)算法进行求解。计算了 XV-15 倾转旋翼机单发、全发失效后低速回避区,分析了不同飞行重量、操纵要求对低速回避区的影响,给出了相应的高悬停点、拐点、低悬停点的最优化飞行轨迹。

## 1 倾转旋翼机发动机失效飞行动力学模型

### 1.1 倾转旋翼机增广纵向刚体飞行动力学模型

倾转旋翼机具备纵向对称特征,2 台发动机以传动轴共同驱动 2 副旋翼,倾转旋翼机单发、双发失效后,左右旋翼仍以相同转速同步运转;另外不考虑横向运动,倾转旋翼机的发动机失效后飞行及操纵都应当在纵向平面内。因此,建立倾转旋翼机二维纵向刚体飞行动力学模型,可写为

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{1}{m}(N_r F_{xR} + F_{xA} - mg \sin \theta) - qw \\ \dot{w} = \frac{1}{m}(N_r F_{zR} + F_{zA} + mg \cos \theta) + qu \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y}(N_r M_{yR} + M_{yA}) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{x} = u \cos \theta + w \sin \theta \\ \dot{h} = u \sin \theta - w \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

式中:旋翼个数  $N_r = 2$ ;  $u$  和  $w$  分别为体轴系中纵向速度和垂向速度;  $q$  为俯仰角速度;  $\theta$  为俯仰角;  $x$  为水平位移;  $h$  为高度;  $I_y$  为倾转旋翼机俯仰惯性矩;  $F_{xR}$ 、 $F_{zR}$  和  $M_{yR}$  分别为旋翼纵向、垂向的力和俯仰力矩;  $F_{xA}$ 、 $F_{zA}$  和  $M_{yA}$  分别为机体所有气动面产生的纵向力、垂向力和俯仰力矩;  $m$  为倾转旋翼机总重;  $g$  为重力加速度。

旋翼气动力的计算采用叶素理论、均匀入流模型、准定常一阶挥舞运动<sup>[11]</sup>。考虑旋翼尾迹对机翼的干扰,将机翼划分为 2 个区域:滑流区(受旋翼尾流直接影响)和自由流区(不受旋翼尾流直接影响)。自由流区的机翼气动力模型与常规飞机机翼类似,滑流区的机翼气动力模型需要考虑旋翼在机翼处的诱导速度和滑流区的面积;不考虑旋翼尾迹、机体对尾翼的气动干扰<sup>[6]</sup>。各部件的气动力和力矩系数来自于 XV-15 的吹风数据<sup>[11]</sup>。

倾转旋翼机发动机失效后,发动机可用轴功率改变,必然影响旋翼转速,因此功率平衡方程可写为

$$\begin{cases} \dot{\Omega} = \frac{1}{I_R \Omega}(P_s - P_r) \\ \dot{P}_s = \frac{1}{\tau_p}(P_{OEL/AEI} - P_s) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $P_s$  为可用轴功率;  $P_r$  为全机需用功率;  $I_R$  为旋翼转动惯量;  $\Omega$  为旋翼转速;  $P_{OEL/AEI}$  为单发、全发失效后的发动机功率;  $\tau_p$  为发动机功率时间常数。

由于倾转旋翼机的操纵特点,引入混合操纵模式,以解决操纵冗余问题,该混合操纵可将倾转旋翼机的操纵量缩减至 3 个,由总距杆量  $\delta_{XCOL}$ 、纵向杆  $\delta_{XLN}$ 、短舱倾转角  $\delta_{IN}$  表述左右旋翼桨根总距  $\theta_0$ 、纵向周期变距  $\theta_s$  和升降舵偏转角  $\theta_e$ , 方程如下:

$$\begin{cases} \theta_0 = \frac{\partial \theta_0}{\partial \delta_{XCOL}}(\delta_{XCOL} - \delta_{XCOL0}) + \theta_{0L} \\ \theta_s = \frac{\partial \theta_s}{\partial \delta_{XLN}}(\delta_{XLN} - \delta_{XLN0}) + \delta_{B1}(1 - \sin \delta_{IN}) \\ \theta_e = \frac{\partial \theta_e}{\partial \delta_{XLN}}(\delta_{XLN} - \delta_{XLN0}) \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\delta_{XCOL0}$  为总距杆零位;  $\partial \theta_0 / \partial \delta_{XCOL}$  为总距系数,与  $\delta_{IN}$  相关;旋翼总距补偿角  $\theta_{0L}$  与  $\delta_{IN}$  相关;  $\delta_{XLN0}$  为纵向杆零位;  $\partial \theta_s / \partial \delta_{XLN}$  为旋翼纵向周期变距系数,与  $\delta_{IN}$  相关;  $\delta_{B1}$  为补偿量;  $\partial \theta_e / \partial \delta_{XLN}$  为升降舵偏转系数,与  $\delta_{IN}$  相关<sup>[12]</sup>。

左右旋翼横向周期变距  $\theta_e$  为 0,为避免数值优化计算过程中的“bang-bang”现象,采用操纵量的一阶导数作为控制变量,并将原有操纵量作为新的状态变量<sup>[9]</sup>。

因此,倾转旋翼机发动机失效的飞行动力学模型可表述如下:

$$\dot{y} = f(y, u, t) \quad (4)$$

式中:  $y = [u, w, q, \theta, x, h, \Omega, P_s, \delta_{XCOL}, \delta_{XLN}, \delta_{IN}]$  为状态变量矩阵;  $u = [\delta_{XCOL}, \delta_{XLN}, \delta_{IN}]$  为控制变量矩阵。

### 1.2 飞行动力学模型验证

以 XV-15 倾转旋翼机为研究对象,图 1 给出了短舱倾转角为  $90^\circ$ (直升机模式)、襟翼/副翼角度为  $40^\circ/25^\circ$  和短舱倾转角为  $75^\circ$ 、襟翼/副翼角度为  $40^\circ/25^\circ$  的 2 种飞行模态下,不同前飞速度  $V$  的配平结果。本文模型配平状态与 GTRS 模型结果<sup>[12-13]</sup>进行对比分析,建立的倾转旋翼机二维纵向刚体飞行动力学模型较为准确,可用于后续的飞行轨迹优化研究。

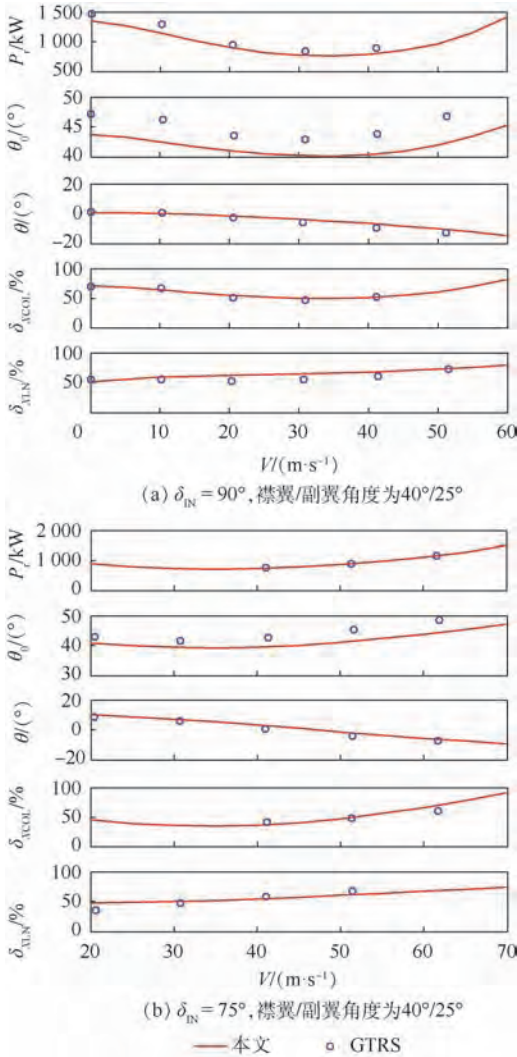


图1 不同模型的配平状态数据对比

Fig. 1 Comparison results of trim from different models

## 2 倾转旋翼机发动机失效最优控制模型

### 2.1 最优控制模型建模

对于给定的外界环境条件和直升机总重量,可能存在由直升机飞行高度和飞行速度的组合来描述的不安全区域,在这个不安全区域内飞行时如果出现发动机失效,即使具有一定飞行技术的驾驶员也不能使直升机安全着陆,该不安全区域被定义为回避区,回避区的边界曲线也被称为高度-速度曲线(H-V曲线)。图2给出了倾转旋翼机发动机失效后的高度-速度曲线示意图。

按照最小化回避区的思想,将H-V曲线求解问题转换为安全着陆最优控制问题<sup>[6,8,14]</sup>。假定一条由 $(V_0, h_0)$ 组合的曲线,该曲线上任意一点都满足发动机失效后安全着陆飞行要求,以逼近不安全区域的边界;在给定的倾转旋翼机重量和

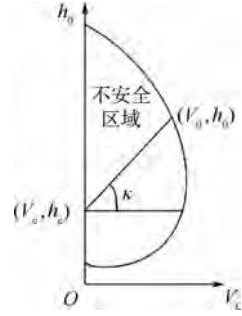


图2 经典旋翼机低速回避区示意图

Fig. 2 Classical low-speed avoidance zone of rotorcraft

安全飞行要求下,使该曲线所含区域最小化,即为最小化回避区思想。因此在计算该曲线时,可转化为该曲线上任意一点 $(V_0, h_0)$ 至低速回避区内参考点的 $(V_c, h_c)$ 距离最小;同时倾转旋翼机发动机失效后,需要考虑驾驶员操纵负荷,飞行过程中以相对平滑的操纵为佳;且需保持机体在合适的范围内运动。因此,倾转旋翼机H-V曲线上任意一点的目标函数为

$$\min I = (V_0 - V_c) \cos \kappa + (h_0 - h_c) \sin \kappa + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} w_c u^2 dt + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} (w_1 q^2 + w_2 \theta^2) dt \quad (5)$$

式中: $t_0$ 为初始时刻; $t_f$ 为末端时刻; $w_c$ 为控制矩阵的加权向量; $w_1, w_2$ 为机体姿态加权系数。

状态方程为倾转旋翼机飞行动力学模型方程(4);将图2中 $(V_0, h_0)$ 作为额外优化变量,通过夹角 $\kappa$ 进行约束,以避免最优控制模型的局部最优解。倾转旋翼机发动机失效轨迹优化初始边界条件应为飞行器当前稳态飞行状态,因此飞行轨迹优化的初始条件为

$$(V_0 - V_c) \sin \kappa - (h_0 - h_c) \cos \kappa = 0 \quad (6)$$

$$\text{trim}(f(\mathbf{y}, \mathbf{u}, t) = 0) |_{V_0, h_0} \quad (7)$$

末端约束为发动机失效后倾转旋翼机安全着陆的限制条件,因此设定为

$$\begin{cases} 60^\circ \leq \delta_{IN}(t_f) \leq 95^\circ \\ h(t_f) = 0 \\ -5^\circ \leq \theta(t_f) \leq 10^\circ \\ \dot{x}(t_f) \leq 30.48 \text{ m/s} \\ h(t_f) \geq -3.05 \text{ m/s} \end{cases} \quad (8)$$

在着陆飞行过程中,由于倾转旋翼机的操纵系统限制及结构限制,在优化计算中需要对操纵杆量、倾转角度、短舱倾转角速度<sup>[6]</sup>进行约束;考虑驾驶员的操纵负荷等问题,需要对操纵速率进行限制;旋翼转速、机体俯仰角和俯仰角速率也同样需要进行约束。因此路径约束如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} 0 \leq \delta_{XCOL} \leq 0.254 \text{ m} \\ 0 \leq \delta_{XLN} \leq 0.2438 \text{ m} \\ 0^\circ \leq \delta_{IN} \leq 95^\circ \\ -0.0254 \text{ m/s} \leq \dot{\delta}_{XCOL} \leq 0.0254 \text{ m/s} \\ -0.02438 \text{ m/s} \leq \dot{\delta}_{XLN} \leq 0.02438 \text{ m/s} \\ -7.5(^\circ)/\text{s} \leq \dot{\delta}_{IN} \leq 7.5(^\circ)/\text{s} \\ 0.78 \leq \bar{\Omega} \leq 1.1 \\ -40^\circ \leq \theta \leq 40^\circ \\ -40(^\circ)/\text{s} \leq q \leq 40(^\circ)/\text{s} \end{array} \right. \quad (9)$$

### 2.2 无量纲与缩放化处理

数值优化计算过程中,由于状态变量和控制变量的量纲不同及数值之间量级差别较大,会导致数值求解误差过大。需要对最优控制模型进行无量纲缩放化处理,其中飞行动力学方程(4)可写成如下形式:

$$\bar{y}' = \bar{f}(\bar{y}, \bar{u}, \bar{t}) \quad (10)$$

式中:  $\bar{t} = S^t t$ ;  $\bar{y} = S^y y$ ;  $\bar{u} = S^u u$ ;  $y' = (S^t)^{-1} S^y \dot{y}$ ;  $\bar{f}(\bar{y}, \bar{u}, \bar{t}) = \frac{S^y}{S^t} f((S^y)^{-1} \bar{y}, (S^u)^{-1} \bar{u}, (S^t)^{-1} \bar{t})$ ;  $S^y =$

$$\text{diag} \left[ \frac{k_1}{\Omega_0 R}, \frac{k_1}{\Omega_0 R}, \frac{k_2}{\Omega_0}, 1, \frac{k_3}{R}, \frac{k_3}{R}, \frac{1}{\Omega_0}, \frac{k_4}{I_R \Omega_0^3}, \frac{1}{\delta_{XCOLmax}}, \frac{1}{\delta_{XLNmax}}, \frac{1}{\delta_{INmax}} \right]; S^u = \text{diag} \left[ \frac{1}{\delta_{XCOLmax}}, \frac{1}{\delta_{XLNmax}}, \frac{1}{\delta_{INmax}} \right];$$

$S^t = k_5 \Omega_0$ ;  $k_1 = k_2 = 100$ ,  $k_3 = 1$ ,  $k_4 = 100$ ,  $k_5 = 0.01$ ;  $\Omega_0$  为倾转旋翼机直升机模式时的旋翼额定转速;  $R$  为旋翼半径;  $\delta_{XCOLmax}$  为总距杆最大行程;  $\delta_{XLNmax}$  为纵向杆最大行程;  $\delta_{INmax}$  为短舱倾转角最大行程。

### 2.3 最优控制模型数值解法

倾转旋翼机发动机失效着陆过程是连续动态最优控制问题,状态变量和控制变量较多,解析法无法适用。本文采用间断有限元法进行离散化<sup>[4,15-16]</sup>,将连续动态最优控制问题转化为非线性规划(NLP)问题,并采用序列二次规划算法进行求解<sup>[17]</sup>。

间断有限元法具有较高数值分辨率,能使离散化计算更为灵活和高效。 $\{\Gamma_h\}$  是时间域  $\Gamma$  上的一个剖分,每个剖分称为  $K$ 。 $t_0 \equiv t_0 < t_1 < \dots < t_{n-1} < t_n \equiv t_f$ ,  $n > 1$ ,  $n$  个区间,每个区间  $T^i = [t_i, t_{i+1}]$ ,长度为  $h^i$ ,  $i=0,1,\dots,n-1$ 。多数情况下,  $t_f$  未知,为方便处理,将时间域投影到单位时间域上:  $(t_0, t_f) \rightarrow (0, 1)$ 。

控制方程在每一时间剖分  $K$  上的弱形式为

$$\int_K (\dot{y} - f(y, u, t)) \cdot \omega dt - (y - \lambda) \cdot \omega \Big|_{\partial K} = 0 \quad \forall \omega \in W(K) \quad (11)$$

式中:  $\omega$  为测试函数;  $\lambda$  为单元边界函数;  $W$  为测试函数空间。

对上述弱形式进行积分,并采用有限元法进行离散:

$$\int_K (y_h \cdot \dot{\omega}_h + f(y_h, u_h, t) \cdot \omega_h) dt = \lambda_h \omega_h \Big|_{\partial K} \quad \forall \omega_h \in W_h(K) \quad (12)$$

式中:  $(y_h, u_h, \lambda_h) \in (Y_h, U_h, \Lambda_h)$ 。有限元空间  $Y_h, U_h, W_h$  可取为如下的形式:

$$\left\{ \begin{array}{l} Y_h(K) = \mathcal{P}_k(K)^{n_y} \\ U_h(K) = \mathcal{P}_k(K)^{n_u} \\ W_h(K) = \mathcal{P}_{k+1}(K)^{n_y} \end{array} \right. \quad (13)$$

式中:  $\mathcal{P}_k$  为次数不超过  $k$  的所有多项式集合;  $n_y, n_u$  分别为状态变量、控制变量数量。测试函数空间  $W_h$  的次数比状态空间和控制变量空间的次数大。通量场如下:

$$\Lambda_h(\partial K) = \{\lambda_i, \lambda_{i+1}\} \quad i = 0, 1, \dots, n-1 \quad (14)$$

通量场值  $\lambda_i \in \mathbb{R}^{n_y}$ ,  $i = 0, 1, \dots, n$ 。通量场值就是定义在单元边界上的值,对于优化控制问题,就是  $t_i$  处的值。状态函数  $y(t)$  通过单元内部有限元空间  $y_h$  和单元边界有限元空间  $\lambda_h$  进行离散,单元边界通量主要用于联系相邻 2 个单元,同时要求满足边界条件。因此,导致相邻 2 个单元内部空间的端点值并不连续,即

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_i \neq y_h(t_i) \\ \lambda_{i+1} \neq y_h(t_{i+1}) \end{array} \right. \quad (15)$$

控制函数  $u(t)$  只有单元区间函数,并没有类似于状态变量的通量值,因此只有单元内部变量。在单元节点处,一般有

$$u(t_i - \varepsilon) \neq u(t_i + \varepsilon) \quad \varepsilon \rightarrow 0 \quad (16)$$

这就是间断有限元法。前文讨论的约束都是对状态变量的约束。对于控制变量,只有单元内部节点,而没有单元节点,往往会导致控制变量的断点值跑到约束之外,因此,对于控制变量的端点值,使用插值方法插出端点值,作为不等式约束加入最优化问题。

应用间断有限元法离散最优控制问题,式(12)可表示为残差形式:

$$\xi_h(\lambda_h \Big|_{\partial K}, y_h \Big|_K, u_h \Big|_K, t_f) = 0 \quad \forall K \in \Gamma_h \quad (17)$$

离散形式中的  $t_f$  反映了单元时间步长  $h^i$  也是未知的,因此在非线性规划问题中,优化变量  $X$  为

$$\mathbf{X} = (\boldsymbol{\lambda}_i, i = 0, 1, \dots, n; \mathbf{y}_h |_K \forall K \in \Gamma_h; \mathbf{u}_h |_K \forall K \in \Gamma_h, t_f) \quad (18)$$

优化变量包含了单元内部状态变量值、单元内部控制变量值和末时间值。使用式(17),在每个单元内将控制方程离散化。同时,将最优控制的边界和约束方程式(6)~式(9)进行离散化形成非线性规划的约束方程。将目标函数(5)用优化变量  $\mathbf{X}$  表示,构建出非线性规划模型。

### 2.4 最优控制模型验证计算

以 XV-15 为研究对象,图 3 给出了本文模型与文献[6]计算结果的对比。飞行初始高度为 12.192 m,初始速度为 9.167 m/s,飞行重量为 6350 kg;文献[6]中,以旋翼拉力系数  $C_T$ 、短舱倾转角  $\delta_{IN}$ 、纵向杆位移量  $S$  为控制变量,并基于旋翼拉力系数  $C_T$  建立旋翼气动力与功率模型,该方法虽极大简化了计算量,但无法反映出机体运动、旋翼参数及旋翼操纵量等对旋翼拉力和旋翼需用功率的影响。文献[6]飞行动力学模型与本文飞行动力学模型存在明显差异。

因此进行对比计算时,采用了特殊设置,路径约束中不对控制变量  $\mathbf{u}$  进行限制,将优化末端时间固定为  $t_f = 5.8\text{ s}$ ;并跟踪文献[6]中的短舱倾转角倾转过程  $\delta_{IN}^{obj}$ ,取消目标函数方程式(5)中最小距离项,目标方程设置为

$$\min I = \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} \mathbf{w}_c \mathbf{u}^2 dt + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} (w_1 q^2 + w_2 \theta^2) dt + w_{IN} \int_{t_0}^{t_f} (\delta_{IN} - \delta_{IN}^{obj})^2 dt \quad (19)$$

式中: $w_{IN}$ 为跟踪加权系数。

从图 3 中可以看出, $w_{IN} = 1000$  时,短舱倾转角的倾转过程基本与文献[6]一致,同时飞行轨迹、纵向地速  $u_d$ 、垂向地速  $w_d$  基本重合,其他优化变量,如无量纲旋翼转速  $\bar{\Omega}$ 、旋翼拉力系数  $C_T$ 、需用功率  $P_r$  较为接近,机体俯仰角  $\theta$  由于飞行动力学模型不同导致初始平衡态数据不一致,但在着陆飞行过程中的变化趋势基本一致;本次计算验证了本文建立的最优控制模型的可行性。

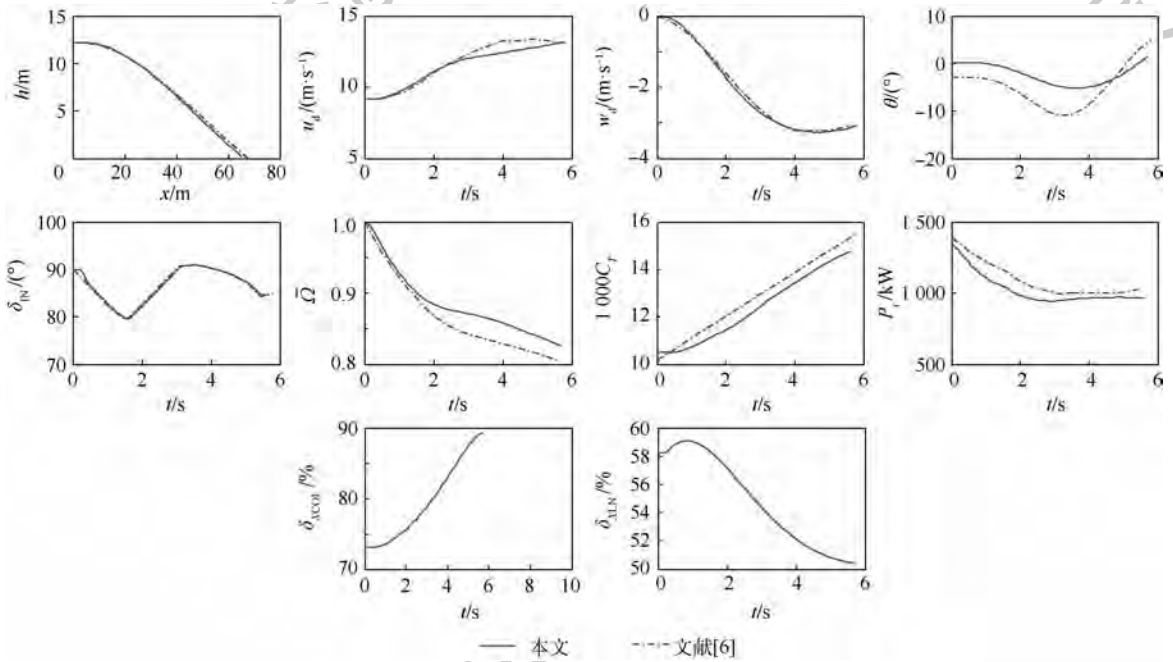


图 3 不同模型的单发失效状态最优化轨迹

Fig. 3 Optimal trajectory of different models in one engine inoperative (OEI) condition

## 3 倾转旋翼机低速回避区

### 3.1 单发失效 H-V 曲线

基于第 2 节最优控制模型和数值优化算法,研究了不同高度和速度组合下的单发失效后着陆飞行轨迹和操纵策略。图 4 中给出了倾转旋翼机重量  $m$  分别为 5 896、6 123、6 350、6 804 kg 及 6 350 kg 直升机模式下的 XV-15 倾转旋翼机单发

失效后的  $H-V$  曲线。显示同一重量下,本文计算的低速回避区相对文献[6]中  $H-V$  曲线偏小,差异化较大;主要是由于建立的飞行动力学方程存在较大差异,最优控制模型中的差异性在 2.4 节中就有所体现。

由图 4 看出,随着倾转旋翼机重量减小,低速回避区收缩。可推断,XV-15 倾转旋翼机的起飞重量较低时,单发失效后的回避区很小,甚至消

失,倾转旋翼机在起飞过程中极大保证了安全性,该起飞重量下 XV-15 倾转旋翼机在任意高度和速度组合下,单发失效后都能够安全着陆。在实际的起飞过程中,具有一个很小的爬升速度,虽然一定的爬升速度有利于安全着陆,但考虑到单发失效会出现在任意高速和速度,因此较为合理

的 XV-15 垂直起飞时的最大安全重量应当在 5 896 kg 左右。

在起飞重量为 6 804 kg 时,低速回避区的拐点为(12.25 m/s, 15.35 m),即倾转旋翼机在大起飞重量进行起飞时,不宜采用垂直起飞模式,在爬升过程中一旦出现单发失效,较大概率没有足够的前飞速度以保证倾转旋翼机的安全着陆飞行。另一角度而言,倾转旋翼机采用滑跑起飞模式能够有效提高其最大起飞重量,滑跑起飞的离地高度和进入爬升的状态应规避该重量下的低速回避区。

起飞重量为 6 350 kg 的直升机模式下,低速回避区的区域大于同一重量下倾转过渡的低速回避区。由于短舱进行倾转时,能够快速有效地改变旋翼气动力的方向(见图 5)。短舱倾转过程中,体轴系下旋翼对机体重心的前向力  $F_{AR}$  迅速增加,倾转旋翼机能够获得更多的前飞速度;而直升机模式下,倾转旋翼机为获得足够前飞速度,需进行更大角度的俯冲,最终需求足够的高度和更多的时间以调整着陆姿态和速度。因此同一重量下,直升机模式下的单发失效低速回避区比正常倾转模式下的区域大。

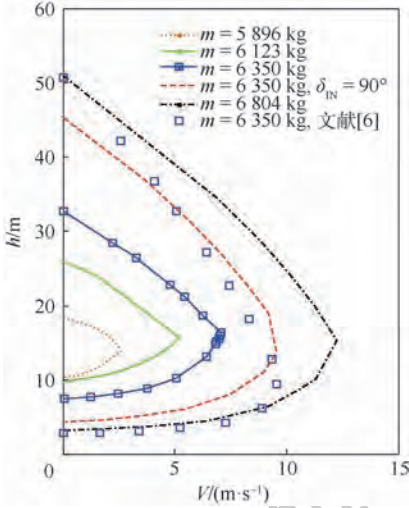


图 4 倾转旋翼机单发失效 H-V 曲线

Fig. 4 H-V diagram of tiltrotor in OEI condition

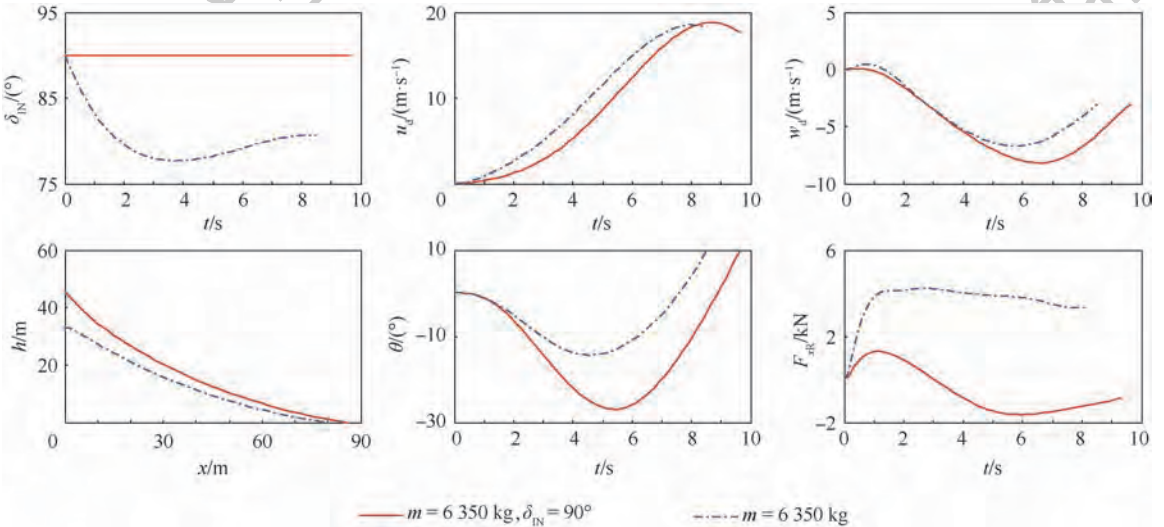


图 5 单发失效时高悬停点飞行轨迹及操纵时间历程 ( $m = 6 350 \text{ kg}$ )

Fig. 5 Flight trajectory and history of control of high hover point in OEI condition ( $m = 6 350 \text{ kg}$ )

### 3.2 全发失效 H-V 曲线

对于双发旋翼飞行器,双发失效是极为罕见的,但仍然有必要进行双发失效的研究,以了解潜在的危險区域。对于双发失效的飞行器,以保证人员安全性为主,极端情况下,允许一定的飞行器损伤。因此,全发失效后安全着陆的飞行轨迹优化,限制条件可适当放宽,优化量调整为

$$\begin{cases} 0.6 \leq \bar{\Omega} \leq 1.1 \\ -60^\circ \leq \theta \leq 60^\circ \\ -60^\circ/\text{s} \leq q \leq 60^\circ/\text{s} \end{cases} \quad (20)$$

图 6 给出了不同重量下倾转旋翼机的全发失效低速回避区曲线。图 6 显示,全发失效状态下,倾转旋翼机的低速回避区随重量减小而递减,但飞行重量对于回避区的影响有限,即 XV-15 以最小起飞重量起飞时,全发失效的低速回避区依然存在且相对较大。双发失效时,倾转旋翼机的起飞重量对 H-V 曲线中的低悬停点高度基本无影响,且下边界对高度变化并不敏感。最小起飞重量  $m = 5 443 \text{ kg}$  时,低悬停点高度为 1.59 m,非常接近地面,该重量下 H-V 曲线的拐点速度达到

26 m/s。在大概率发生双发失效情况下,倾转旋翼机不应采用垂直起飞模式,此时需采用滑跑起飞模式,倾转旋翼机在地面滑行加速至一定的起飞速度再进行爬升飞行。

图7给出了起飞重量  $m = 5\ 443\ \text{kg}$  时低悬停

点、拐点、高悬停点的飞行轨迹和操纵时间历程。在低悬停点时发生双发失效,倾转旋翼机处于垂直下降状态,在极短的时间内完成着陆过程,前飞速度及机体姿态基本无变化。拐点处的飞行过程中,倾转旋翼机初始具备较大前飞速度、较低的飞行高度,此过程需将部分前飞的动能用于维持滞空和调整姿态的时间,因此初始采取降低总距,减缓旋翼转速下降,后拉杆及短舱倾转角后倾,阻止掉高度,随后缓慢提总距和前推杆,缓慢下降高度。倾转旋翼机在高悬停点处,初始前飞速度为0或很小,需要由飞行高度提供足够的势能以保障安全着陆飞行。倾转旋翼机初始阶段增加前飞速度以消耗高度势能,随后调整飞行,达到安全着陆的要求;因此在初始2 s内倾转旋翼机采取降低总距、短舱前倾,以迅速进入俯冲阶段,降低飞行高度,促使飞行速度迅速增加,在此过程中旋翼转速急速下降,总距下放,导致旋翼拉力下降;随后在俯冲过程中提总距,短舱缓慢后倾,促使倾转旋翼机拉起,前飞速度迅速增加,下降率回调,达到安全触地速度和角度。

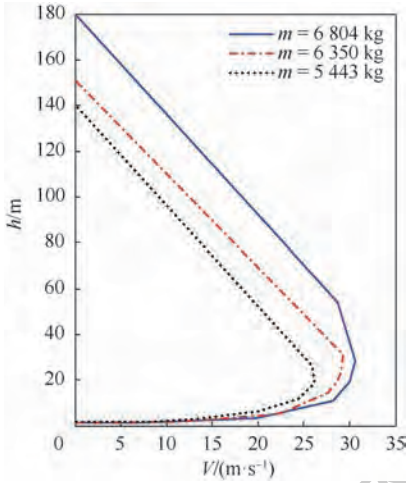


图6 倾转旋翼机全发失效  $H-V$  曲线

Fig. 6  $H-V$  diagram of tiltrotor in AEI condition

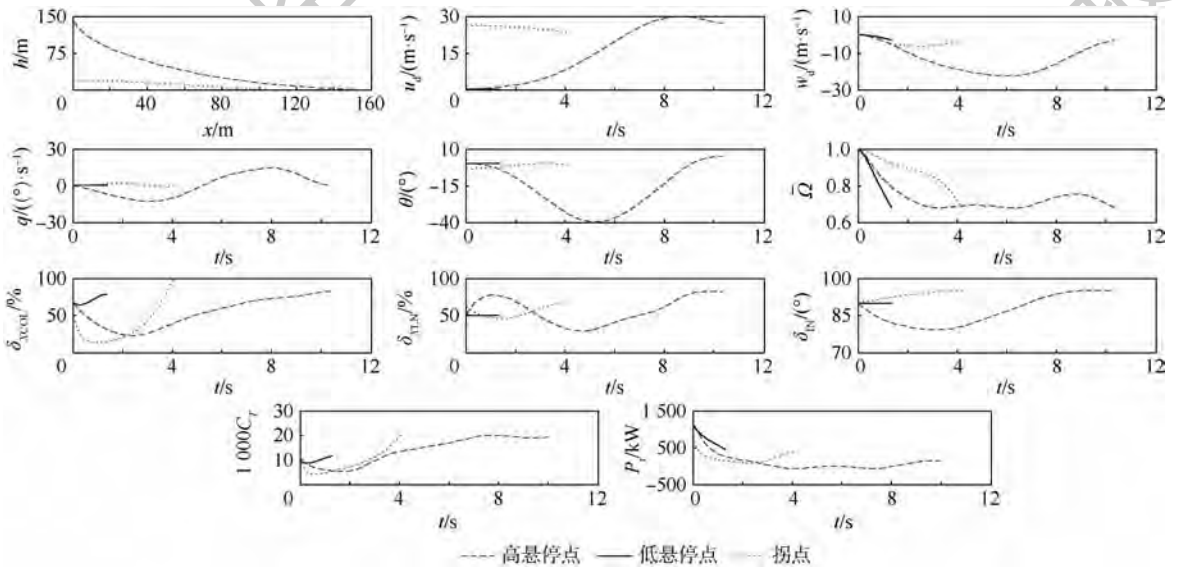


图7 全发失效时飞行轨迹及操纵时间历程 ( $m = 5\ 443\ \text{kg}$ )

Fig. 7 Flight trajectory and history of control in AEI condition ( $m = 5\ 443\ \text{kg}$ )

### 4 结论

1) 本文以 XV-15 倾转旋翼机为研究对象,进行了基于最优控制理论的倾转旋翼机单发/全发失效的低速回避区研究,针对不同的飞行重量,给出了相应的  $H-V$  曲线。

2) 单发失效低速回避区曲线显示, XV-15 倾转旋翼机采用垂直起飞模式的最大安全飞行重量为 5 896 kg 左右;采用滑跑起飞则可有效提升最

大起飞重量。

3) 针对同一重量下,分析了倾转旋翼机不同飞行模式对低速回避区的影响,表明单发失效后倾转旋翼机短舱运动,能够有效减小低速回避区域。

4) XV-15 倾转旋翼机全发失效低速回避区最小拐点速度达 26 m/s,在较大概率发生全发失效时,倾转旋翼机不宜采取垂直起飞模式。

5) 单发/双发失效后每一安全着陆飞行,都

将倾转旋翼机需用功率降低至剩余功率的水平,并合理规划使用剩余功率、高度势能和动能。

### 参考文献 (References)

- [1] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Transport category rotorcraft: CFR-PART 29[S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2019.
- [2] SHARMA V. Optimal sideways operation of a category-A helicopter from an elevated helipad[C]// American Helicopter Society 52nd Annual Forum, 1996:852-866.
- [3] JHEMI A A. Optimal flight of a helicopter in engine failure[D]. Minneapolis: University of Minnesota, 1999.
- [4] BOTTASSO C L, CROCE A, LEONELLO D, et al. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(2): 165-177.
- [5] 孟万里. 直升机单台发动机失效后飞行轨迹优化研究与应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- MENG W L. Study and application of trajectory optimization for helicopter flight after one engine failure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).
- [6] CARLSON E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[D]. Minneapolis: University of Minnesota, 1999.
- [7] CARLSON E B, ZHAO Y Y. Optimal short takeoff of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 280-289.
- [8] CARLSON E B, ZHAO Y Y. Prediction of tiltrotor height-velocity diagrams using optimal control theory[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 896-905.
- [9] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 520865.
- YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 520865 (in Chinese).
- [10] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机短距起飞单发失效着陆的轨迹优化[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 38-44.
- YAN X F, CHEN R L. Trajectory optimization of tilt-rotor aircraft landing in short takeoff after one engine failure[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 38-44 (in Chinese).
- [11] TALBOT P D, TINLING B E. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation[R]. Washington, D. C.: NASA, 1982.
- [12] FERGUSON S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt rotor aircraft: NASA CR166536[R]. Washington, D. C.: NASA, 1988.
- [13] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- CAO Y Y. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamic[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).
- [14] 严旭飞, 池骋, 陈仁良, 等. 变转速旋翼直升机单发失效低速回避区分析[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 122107.
- YAN X F, CHI C, CHEN R L, et al. Analysis of low-speed height-velocity diagram of variable speed rotor helicopter in one engine inoperative situation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 122107 (in Chinese).
- [15] BETTS J T. Practical methods for optimal control using nonlinear programming[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2001.
- [16] BOTTASSO C L, SCORELLETTI F. Trajectory optimization strategies for simulation of the ADS-33 mission task elements[C]// European Rotorcraft Forum, 2008: 1-21.
- [17] GILL P E, MURRAY W. User's guide for SNOPT Version 7: Software for large-scale nonlinear programming[Z/OL]. San Diego: University of California, 2011: 4-29. <https://web.stanford.edu/group/SOL/guides/sndoc7.pdf>.

### 作者简介:

陈金鹤 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机飞行动力学。

汪正中 男, 研究员。主要研究方向: 直升机飞行动力学。

马玉杰 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 直升机飞行动力学。

## Research on low-speed avoidance zone of tiltrotor

CHEN Jinhe<sup>\*</sup>, WANG Zhengzhong, MA Yujie

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** This paper focuses on the analysis and prediction of the height-velocity low-speed avoidance zone of tiltrotor based on the idea of minimizing avoidance zone, aiming at improve the safety of tiltrotor aircraft in one/all engine inoperative (OEI/AEI). First, mixed control model is introduced to establish an augmented longitudinal two-dimensional rigid-body flight dynamic model after engine failure of tiltrotor. Second, Based on the optimal control theory, the boundary of avoidance zone is transformed into a safe landing problem, then a continuous nonlinear optimal control model of tiltrotor for landing safely after engine failure is established, solved it by discontinuous finite element method (DPG) and nonlinear programming algorithm. Finally, Using XV-15 as the sample vehicle, the accuracy of the algorithm is verified. And the height-speed avoidance zone under different flight weight or control restraint after one/all engine inoperative was studied, the influence of nacelle on the low-speed avoidance zone is analyzed, the maximum safe gross weight suggested for XV-15 during vertical operation is given after one engine failure.

**Keywords:** tiltrotor; optimal control theory; one/all engine inoperative (OEI/AEI); low-speed avoidance zone; discontinuous finite element method (DPG)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0076

## 0.13 $\mu\text{m}$ 部分耗尽 SOI 工艺反相器链 SET 脉宽传播



上官士鹏<sup>1,2,\*</sup>, 朱翔<sup>1,2</sup>, 陈睿<sup>1</sup>, 马英起<sup>1</sup>, 李赛<sup>1,2</sup>, 韩建伟<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘 要:** 基于 0.13  $\mu\text{m}$  部分耗尽绝缘体上硅 (PD-SOI) 工艺, 设计了一款片上反相器链 (DFF) 单粒子瞬态 (SET) 脉宽测试电路并流片实现, SET 脉宽测试范围为 105 ~ 3 150 ps, 精度为  $\pm 52.5$  ps。利用重离子加速器和脉冲激光模拟单粒子效应试验装置对器件进行了 SET 脉宽试验。采用线性能量传输 (LET 值) 为  $37.6 \text{ MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  的  $^{86}\text{Kr}$  离子触发了反相器链的三级脉宽传播, 利用脉冲激光正面测试器件触发了同级数的脉宽, 同时, 激光能量值为 5 500 pJ 时触发了反相器链的双极放大效应, 脉宽展宽 32.4%。通过对比激光与重离子的试验结果, 以及明确激光到达有源区的有效能量的影响因子, 建立了激光有效能量与重离子 LET 值的对应关系, 分析了两对应关系偏差的原因。研究结果可为其他种类芯片单粒子效应试验建立激光有效能量与重离子 LET 值的对应关系提供参考。

**关键词:** 部分耗尽绝缘体上硅 (PD-SOI); 重离子加速器; 脉冲激光; 有效能量; 脉冲宽度; 双极放大

**中图分类号:** V221<sup>+</sup>.3; TB553

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2193-06

单粒子效应 (Single Event Effect, SEE) 是制约集成电路应用于空间环境的重要因素。随着半导体工艺尺寸逐渐减小到微纳尺度, 单粒子瞬态 (Single Event Transient, SET) 效应和多位翻转 (Multi-Bits Upset, MBU) 成为微纳工艺电路发生软错误的主要来源。为了评估器件的 SET 效应并指导器件的抗辐射加固, 地面评估模拟试验器件的 SET 效应包含重离子和脉冲激光 2 种手段<sup>[1-6]</sup>, 利用这 2 种手段在器件内产生的瞬态脉宽值为皮秒 ( $10^{-12}$  s) 量级, 测试 SET 脉宽分为仪器直接测量和芯片片上测量 2 种方法。仪器直接测量 SET 脉宽多采用探针台加高频率 (10 GHz 以上) 示波器的方法<sup>[2-4]</sup>; 芯片片上测量多采用加异

步锁存器的方法<sup>[7-8]</sup>, 国内采用此方法的多为仿真结果<sup>[9-10]</sup>, 流片实现并同时利用重离子和脉冲激光试验测试的较少。

本文设计了一种反相器链 (DFF) 上锁存器测量脉宽电路, 并利用国内 0.13  $\mu\text{m}$  部分耗尽绝缘体上硅 (PD-SOI) 工艺流片实现。利用重离子和脉冲激光 2 种试验手段, 研究了反相器链的 SET 脉宽传播, 并通过对比 2 种试验手段的脉宽结果, 建立了脉冲激光正面入射器件到达有源区的有效能量与重离子线性能量传输 (LET 值) 的等价关系, 且给出了误差分析。同时, 激光能量较高时会引起反相器链的寄生双极放大现象。

收稿日期: 2019-03-01; 录用日期: 2019-05-27; 网络出版时间: 2019-06-21 09:34

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金 (11875060); 中国科学院重点部署项目 (61501050302A)

\* 通信作者. E-mail: shanguansp@nssc.ac.cn

**引用格式:** 上官士鹏, 朱翔, 陈睿, 等. 0.13  $\mu\text{m}$  部分耗尽 SOI 工艺反相器链 SET 脉宽传播 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45 (11): 2193-2198. SHANGGUAN S P, ZHU X, CHEN R, et al. Single event transient pulse width transmission of 0.13  $\mu\text{m}$  partial depleted SOI process DFF [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45 (11): 2193-2198 (in Chinese).

# 1 反相器链片上脉宽测量原理

高能粒子轰击反相器链上的 MOS 管漏端时, 会电离出电子空穴对, 在 PN 结反偏电场的作用下, 收集的电荷产生电流脉冲, 导致反相器节点电压发生翻转, 产生 SET 瞬态电压脉冲, 沿着反相器链向下传播。根据脉宽宽度的不同, 脉冲的前沿可以传播到反相器链上的一个或多个反相器的信号输入端, 如 SET 脉宽足够宽将依次传遍整条反相器链。

以脉宽为 2 个反相器延时时间的 SET 脉冲在反相器链上传输的情况举例。反相器链上传播时, SET 脉冲将影响 2 个反相器的输出。任意时刻, 受影响的反相器的数量与瞬态脉冲的宽度成正比。脉宽越宽, 受影响的反相器的数量越多。仿真表明, 对于所有脉宽为  $(N - 0.5)t \sim (N + 0.5)t$  之间的脉冲 ( $N$  为传播的反相器链的数量,  $t$  为脉宽在单个反相器上的延时时间), 将有  $N$  级反相器受到影响。因此, 脉宽的测量精度为  $\pm 0.5t$ 。图 1 为 SET 脉宽传播示意图。

用反相器延时时间的倍数来标定 SET 脉冲的时间宽度。为了获取反相器链上各个反相器的输出状态, 在每级反相器的输出端加上异步锁存器, 如图 2 所示。当 SET 脉冲传播到每个反相器时, 其对应的异步锁存器的数据将发生改变。SET 脉冲通过后, 反相器的输出状态和储存在异步锁存器的数据将返回原始值 (当在反相器的输出端增加异步锁存器负载后, 将会改变反相器链的时间特性, 从而对标定的脉宽精度产生影响, 要保证异步锁存器的输入电容负载尽可能小)。

通过控制信号, 在特定的时刻控制所有的异步锁存器, 使每个异步锁存器保持相对应的反相器的输出逻辑状态。当芯片因辐照产生 SET 脉冲在反相器链上传输时, 异步锁存器信号为高时, 逻辑分析仪会测得输出信号, 与初始值进行比较, 就可以发现输出端逻辑发生变化的反相器个数, 如图 3 所示。

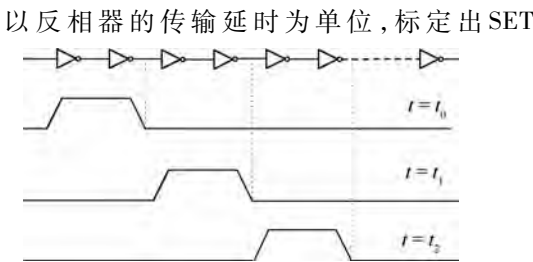


图 1 SET 脉宽传播示意图

Fig. 1 Schematic diagram of SET pulse width transmission

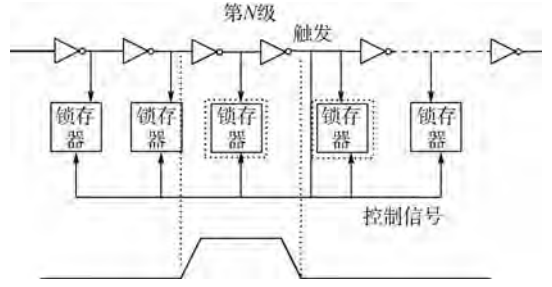


图 2 异步锁存器测试 SET 原理

Fig. 2 Principle of asynchronous latch testing SET

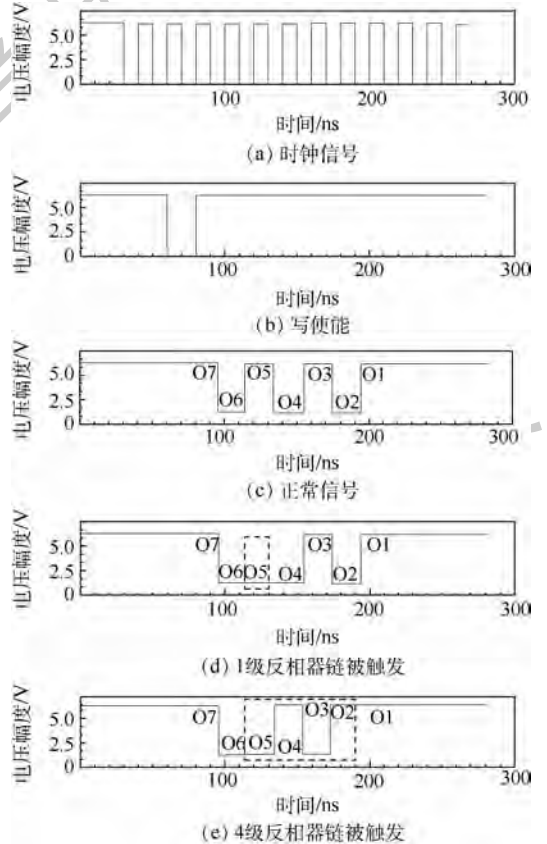


图 3 异步锁存器测试 SET 脉宽

Fig. 3 Pulse width of asynchronous latch testing SET

脉宽 (脉宽的测量以电压值阈值  $(V_{DD}/2)$  为标准)。通过计算发生翻转的异步锁存器个数乘以电路延时  $t$ , 测得 SET 脉宽。图 3(a) 为控制异步锁存器输出的时钟信号。图 3(b) 为异步锁存器控制信号, 当信号为低时, 锁存器存储每级反相器的输出端状态, 信号为高时, 输出锁存器状态。图 3(c) 为无 SET 脉冲发生时, 锁存器的初始状态。图 3(d) 为有 SET 脉冲发生时, 锁存器的状态与初始状态比较, 反相器链第 5 级输出端受到脉冲影响, 其异步锁存器的状态翻转为高, 脉宽可估算为  $(1 \pm 0.5)t$ 。图 3(e) 展示了一个更宽的 SET 脉冲在反相器链上传输的情况, 共有 4 个异步锁存器状态受到 SET 脉冲影响 (第 2 ~ 5 个),

脉宽为  $(4 \pm 0.5) t_0$ 。

## 2 SET 脉宽传播试验

### 2.1 器件参数

利用国内 0.13 μm PD-SOI CMOS 工艺,设计了 30 级的反相器链。反相器链制作在 p 型标准 SOI 上,埋氧层厚度为 100 nm。可测量的 SET 脉宽范围为 105 ~ 3 150 ps,精度为  $\pm 52.5$  ps(每级延时 105 ps,30 级)。反相器链的标准工作电压为 1.2 V。每级反相器的输出端加上异步锁存器,芯片版图如图 4 所示。

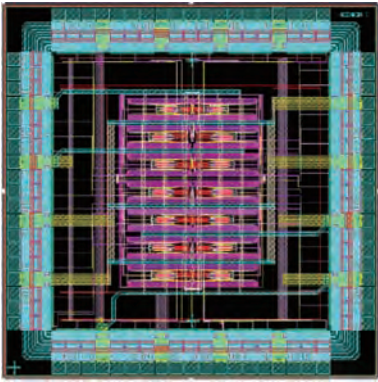


图 4 0.13 μm PD-SOI CMOS 反相器链芯片版图  
Fig.4 Chip layout of 0.13 μm PD-SOI CMOS DFF

### 2.2 重离子加速器试验

利用中国科学院近代物理研究所回旋加速器(HIRFL)对反相器链进行了辐照。采用的<sup>86</sup>Kr 离子的辐照信息如表 1 所示。

利用<sup>86</sup>Kr 离子对器件辐照 35 min,累积注量为  $2.1 \times 10^7/\text{cm}^2$ 。1.2 V T 栅反相器链的异步锁存器共发生 8 次状态翻转,平均 4 min 翻转 1 次,1 次翻转无脉宽输出视为无效,有效翻转为 7 次。7 次翻转测得的脉宽值如表 2 所示。

在  $2.1 \times 10^7/\text{cm}^2$  注量的<sup>86</sup>Kr 离子辐照下,测得反相器链中传播的脉宽宽度均值为 402 ps

表 1 粒子辐照条件

Table 1 Particle irradiation condition

参数	能量/MeV	LET/(MeV · cm <sup>2</sup> · mg <sup>-1</sup> )	硅中射 射程/μm	束流强度(均值)/ (cm <sup>2</sup> · s <sup>-1</sup> )
数值	479.8	37.6	59	$1.0 \times 10^4$

表 2 <sup>86</sup>Kr 离子测试反相器链 SET 脉宽值

Table 2 SET testing pulse width values of DFF by <sup>86</sup>Kr ion

脉宽/ps	翻转次数
210	2
420	2
525	3

(脉宽宽度均值为翻转次数乘以脉宽除以总的翻转次数之和),相当于器件中的 SET 脉宽传播 3 级。

### 2.3 脉冲激光模拟 SET 试验

利用中国科学院国家空间科学中心 1 064 nm 皮秒脉冲激光模拟单粒子效应试验装置<sup>[11-12]</sup>,对 1.2 V T 栅反相器链采用正面辐照方法扫描器件中的反相器链位置。测试实物图见图 5。为了降低试验结果的随机误差,每种激光能量扫描测试反相器链 5 次,得到的脉宽求均值,见图 6。

透过器件钝化层的激光能量由钝化层厚度决定,因器件钝化层厚度未知且难测得,将透射率均值设为 81%,同时器件金属布线反射的激光能量约有 50%(透射率为 50%),两者相乘则到达器件有源区的激光有效能量约为表面入射激光能量的 40%。

最低激光能量为 1 250 pJ(到达器件有源区的激光有效能量约为 500 pJ)时触发了器件的 SET 现象,测得的脉宽均值为 400 ps。

激光能量为 2 000 ~ 4 500 pJ 时,反相器链受到辐照产生脉宽均值约为 680 ps。SET 脉宽达到饱和状态,相当于 SET 脉宽传播约 6 级。当激光能量为 5 000 pJ(激光有效能量为 2 000 pJ)时,芯

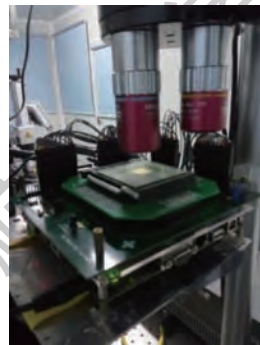


图 5 脉冲激光正面测试反相器链  
Fig.5 Pulsed laser testing DFF by front side

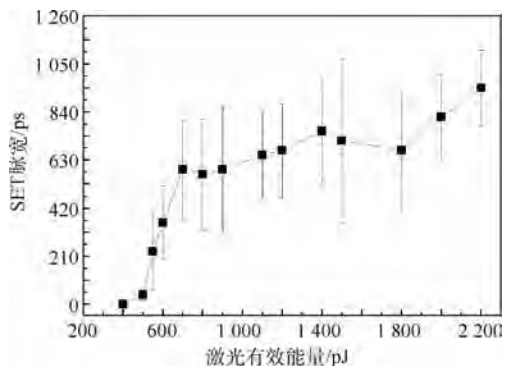


图 6 激光有效能量与反相器链 SET 脉宽关系  
Fig.6 Relationship between laser effective energy and DFF SET pulse width

片受到辐照产生的 SET 脉宽宽度有明显的上升趋势,激光能量为 5 500 pJ(激光有效能量为 2 200 pJ)时,反相器链受到辐照产生脉宽均值为 900 ps,相当于 SET 脉宽传播约 8 级。继续增大激光能量,芯片烧毁。由实测的脉宽可以看出,激光能量为 5 500 pJ(激光有效能量为 2 200 pJ)时测得的脉宽比激光能量为 4 500 pJ 时测得的脉宽展宽了 32.4%。

漏极收集电荷公式为<sup>[13]</sup>

$$\begin{cases} Q_{\text{collect}} = \int_0^{\infty} I_D dt \\ Q_{\text{dep}} \approx 10.365 \text{LET} \cdot t_{\text{silicon}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $Q_{\text{collect}}$ 为产生的总的电荷量,单位为 fC; $I_D$ 为单位时间沉积的电荷量;LET 为线性能量传输,单位为  $\text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$ ;  $Q_{\text{dep}}$ 为单位长度产生的电荷量,单位为 fC; $t_{\text{silicon}}$ 为硅膜的厚度,单位为  $\mu\text{m}$ ; 10.365 为倍增因子,由硅的密度和硅材料中产生一对电子空穴对需要的平均能量 3.6 eV 计算得到。硅膜的厚度一定,LET 值越大,漏极电流越大,载流子浓度高,被漏极收集的几率大,漏极总的收集电荷越多。激光能量为 2 000 pJ(等效 LET 值为  $65.6 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$ )时,漏极收集的电流达到饱和。继续增大激光能量,漏极的电流保持稳定,使 SET 脉宽并未增大。但是当激光能量增大到 5 000 pJ(等效 LET 值为  $164.0 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$ )时,电荷使得漏/阱结合阱/衬底结坍塌,导致晶体管电势扰动,从而寄生的双极型晶体管导通<sup>[13-14]</sup>,漏极的电流增大使 SET 脉宽值又继续增加。

## 2.4 试验结果对比

### 2.4.1 激光有效能量与重离子 LET 值对应关系

通过对比脉冲激光与重离子的试验结果可知,激光能量为 1 500 pJ(到达有源区的激光有效能量为 600 pJ)时,与重离子 LET 值为  $37.6 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  时得到的 SET 脉宽均值都约为 400 ps,结果接近。

脉冲激光等效 LET 值(ELET)的依据是“脉冲激光和重离子在器件敏感区域单位距离上产生等量的电离电荷”,则激光的等效 LET 值理论上可以表述为<sup>[11,15]</sup>

$$\text{ELET} = \frac{e_f}{\rho} \cdot \frac{dE_{\text{eff}}}{dx} \quad (2)$$

式中: $e_f$ 为重离子和 1 064 nm 激光分别产生一个电子空穴对所需能量的比值; $\rho$ 为硅材料的质量密度,均为常数; $E_{\text{eff}}$ 为激光到达有源区触发单粒子效应的有效能量。进一步考虑  $E_{\text{eff}}$  的表达式,以及其在厚度为  $d$  的单粒子效应敏感区域内的“平均”吸收系数  $\alpha'$ ,则 ELET 可表述为

$$\text{ELET} = \frac{e_f}{\rho d} (1 - e^{-\alpha' d}) E_{\text{eff}} \quad (3)$$

即决定激光等效 LET 值的具体数值除了  $E_{\text{eff}}$  外,还依赖“平均”吸收系数  $\alpha'$  和厚度  $d$ 。相对于穿透深度数百微米的 1 064 nm 激光,单粒子效应电荷收集长度  $d$  为一小量,在该长度被吸收(沉积)的激光能量相对于  $E_{\text{eff}}$  来说也是一小量( $\alpha' d$  是小量)。这样,激光等效 LET 值的表达式可进一步简化为

$$\text{ELET} = \frac{e_f}{\rho} \alpha' E_{\text{eff}} \quad (4)$$

决定激光等效 LET 值的主要参数是激光在器件单粒子效应敏感区域的有效能量  $E_{\text{eff}}$  和平均吸收系数  $\alpha'$ 。平均吸收系数  $\alpha'$  由器件有源区、阱区的掺杂浓度决定。因器件有源区、阱区的掺杂浓度一般不可获得,即使获得也不是均匀分布,所以平均吸收系数  $\alpha'$  由试验拟合获得。考虑到获取吸收系数取值的实际困难,对于不同类型的器件,若其单粒子效应最敏感的区域激光吸收系数  $\alpha'$  相差不大,则激光等效 LET 值主要依赖于激光到达有源区的激光有效能量  $E_{\text{eff}}$ 。

$$\text{ELET} = \tau E_{\text{eff}} \quad (5)$$

大量试验及理论研究证明<sup>[14,15]</sup>,系数  $\tau$  为 0.082。激光能量为 1 500 pJ(到达有源区的激光有效能量为 600 pJ)时,与重离子 LET 值为  $37.6 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  时的结果相近,1 500 pJ 表面入射激光能量等效 LET 值为  $49.2 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$ ,比重离子 LET 值( $37.6 \text{MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$ )大约 31%。

### 2.4.2 激光等效 LET 值与重离子 LET 值误差的原因

造成激光有效能量等效 LET 值与重离子 LET 值误差有以下几方面原因。

1) 重离子的径迹宽度约为 0.1 ~ 0.5  $\mu\text{m}$ ,中心浓度可达  $10^{23} \text{cm}^{-3}$ ,比典型半导体器件的掺杂浓度还要高。1 064 nm 波长脉冲激光试验装置的光斑直径约为 2  $\mu\text{m}$ ,具有相同 LET 值的脉冲激光和重离子相比,径迹宽大、中心电荷浓度低。为了能够产生足够多的载流子以触发器件发生单粒子效应,相对于重离子 LET 值,需要更高的激光能量。脉冲激光的此特点使得激光有效能量等效 LET 值天然地要高于实际需要的重离子 LET 值,这是激光有效能量换算成等效 LET 值误差中一个关键因素。

2) 器件钝化层对激光的反射率为周期函数<sup>[12,16]</sup>,根据钝化层厚度的不同,表面入射激光能量的透射率  $T$  为 0.68 ~ 0.95,如图 7 所示。本文实际测算激光有效能量时,激光穿过钝化层透射率采用均值 0.81,这会导致约  $\pm 13\%$  的误差。

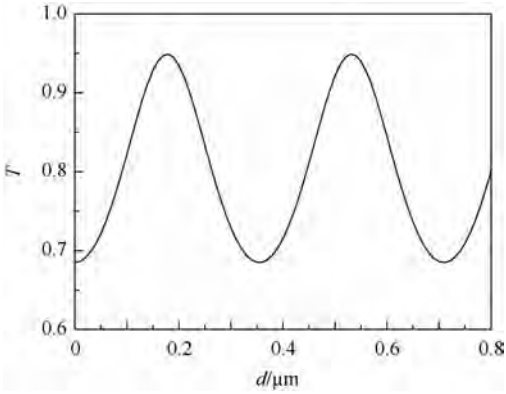


图 7 1064 nm 波长激光随钝化层厚度的能量透射率变化曲线

Fig.7 Variation of energy transmittance of 1064 nm laser with passivation layer thickness

3) 器件采用 SOI 工艺,相对于体硅工艺,芯片的源/漏极相互隔离,引起单粒子效应敏感区面积小<sup>[17]</sup>,被器件吸收产生电子空穴对的有效激光能量少。现有的有效能量计算模型只是计算到达有源区的激光能量,并未准确分析被器件源/漏极吸收引起单粒子效应的有效能量,得到的等效 LET 值要偏大,具体偏大量要结合更精细的仿真研究。

4) 测得的 SET 脉宽本身有一定范围。LET 值为  $37.6 \text{ MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  的重离子的脉宽值为  $210 \sim 525 \text{ ps}$ ,激光能量为  $1500 \text{ pJ}$  时的脉宽值为  $100 \sim 525 \text{ ps}$ ,激光的变化范围更宽,而对比时采用的是均值,这也带来误差。

### 3 结 论

利用脉冲激光和重离子 2 种试验手段,验证了  $0.13 \mu\text{m}$  PD-SOI 工艺反相器链的异步锁存脉宽测试电路的有效性,并得到以下结论:

1) 通过试验和理论分析,建立了激光正面测试器件单粒子效应的激光有效能量测算方法,该方法普适于利用激光正面模拟试验芯片的单粒子效应。

2) 通过 2 种试验手段结果的对比,建立了激光有效能量与重离子 LET 值的对应关系,这对激光定量评估器件的抗单粒子效应能力及加固效果有重要意义。

下一步的研究工作应建立不同种类器件发生单粒子效应时有源区的激光有效能量吸收模型,量化激光有效能量换算为 LET 值的误差。

### 参考文献 (References)

[1] EL-MAMOUNI F, ZHANG E X, PATE N D, et al. Laser-and heavy ion-induced charge collection in bulk FinFETs [J].

IEEE Transactions on Nuclear Science, 2011, 58 (6): 2563-2569.

[2] FERLET-CAVROIS V, MCMORROW D, KOBAYASHI D, et al. A new technique for SET pulse width measurement in chains of inverters using pulsed laser irradiation [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2009, 56 (4): 2014-2020.

[3] MUSSEAU O, FERLET-CAVROIS V, PELLOIE J L, et al. Laser probing of bipolar amplification in  $0.25 \mu\text{m}$  MOS/SOI transistors [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2000, 47 (6): 2196-2203.

[4] 赵星,梅博,毕津顺,等.  $0.18 \mu\text{m}$  部分耗尽绝缘体上硅互补金属氧化物半导体电路单粒子瞬态特性研究 [J]. 物理学报, 2015, 64 (13): 136102.

ZHAO X, MEI B, BI J S, et al. Single event transients in a  $0.18 \mu\text{m}$  partially-depleted silicon-on-insulator complementary metal oxide semiconductor circuit [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64 (13): 136102 (in Chinese).

[5] CHEN R M, ZHANG F Q, CHEN W, et al. Single-event multiple transients in conventional and guard-ring hardened inverter chains under pulsed laser and heavy-ion irradiation [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2017, 64 (9): 2511-2518.

[6] WU Z Y, CHEN S M, CHEN J J, et al. Impacts of proton radiation on heavy ion-induced single event transients in  $65 \text{ nm}$  CMOS technology [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66 (1): 177-183.

[7] GADLAGE M J, AHLBIN J R, NARASIMHAM B, et al. Scaling trends in SET pulse widths in sub- $100 \text{ nm}$  bulk CMOS processes [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2010, 57 (6): 3336-3341.

[8] FERLET-CAVROIS V, POUGET V, MCMORROW D, et al. Investigation of the propagation induced pulse broadening (PIPB) effect on single event transients in SOI and bulk inverter chains [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2008, 55 (6): 2842-2853.

[9] 毕津顺,刘刚,罗家俊,等.  $22 \text{ nm}$  工艺超薄体全耗尽绝缘体上硅晶体管单粒子瞬态效应研究 [J]. 物理学报, 2013, 62 (20): 208501.

BI J S, LIU G, LUO J J, et al. Numerical simulation of single-event-transient effects on ultra-thin-body fully-depleted silicon-on-insulator transistor based on  $22 \text{ nm}$  process node [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62 (20): 208501 (in Chinese).

[10] 吴驰,毕津顺,李博,等. PDSOI 工艺下单粒子瞬态脉冲宽度分析 [J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2016, 14 (6): 977-981.

WU C, BI J S, LI B, et al. Analysis of single-event transient pulse width in PDSOI [J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2016, 14 (6): 977-981 (in Chinese).

[11] MA Y Q, HAN J W, FENG G Q, et al. Metallic layers reflections effects on the correlation of laser effective energy and heavy-ion LET for SEL testing [C] // IEEE Radiation Effects on Components and Systems (RADECS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-6.

[12] 余永涛. 脉冲激光模拟 SRAM 单粒子效应的试验研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2015.

- YU Y T. Research of SRAM single event effects based on pulsed laser testing[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2015 (in Chinese).
- [13] 刘红侠, 卓青青. 线性能量传输值对 SOI NMOS 寄生双极放大效应的影响 [EB/OL]. (2013-12-23) [2018-12-23]. <http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201312-697>.
- LIU H X, ZHUO Q Q. Influence of linear energy transfer on the parasitic bipolar amplification effect of SOI [EB/OL]. (2013-12-23) [2018-12-23]. <http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201312-697> (in Chinese).
- [14] 刘征, 陈书明, 梁斌, 等. 单粒子瞬变中的双极放大效应研究 [J]. 物理学报, 2010, 59(1): 649-654.
- LIU Z, CHEN S M, LIANG B, et al. Research of bipolar amplification effect in single event transient [J]. Acta Physica Sinica, 2010, 59(1): 649-654 (in Chinese).
- [15] 黄建国, 韩建伟. 脉冲激光模拟单粒子效应的等效 LET 计算 [J]. 中国科学 G 辑: 物理学、力学、天文学, 2004, 34(6): 601-609.
- HUANG J G, HAN J W. Calculation of equivalent LET for pulsed laser simulating SEE [J]. Science in China Series G: Physics, Mechanics & Astronomy, 2004, 34(6): 601-609 (in Chinese).
- [16] MELINGER J, BUCHNER S, MCMORROW D, et al. Critical evaluation of the pulsed laser method for single event effects testing and fundamental studies [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1994, 41(6): 2574-2584.
- [17] ZHANG L Q, XU J L, FAN S. Single event upset sensitivity of D-flip flop: Comparison of PDSOI with bulk Si at 130 nm technology node [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2017, 64(1): 683-688.

#### 作者简介:

上官士鹏 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 半导体器件空间环境效应。

朱翔 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 半导体器件空间环境效应。

陈睿 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 半导体器件空间环境效应。

马英起 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 半导体器件空间环境效应。

李赛 女, 博士研究生。主要研究方向: 半导体器件空间环境效应。

韩建伟 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 核物理。

## Single event transient pulse width transmission of 0.13 $\mu\text{m}$ partial depleted SOI process DFF

SHANGGUAN Shipeng<sup>1,2,\*</sup>, ZHU Xiang<sup>1,2</sup>, CHEN Rui<sup>1</sup>, MA Yingqi<sup>1</sup>, LI Sai<sup>1,2</sup>, HAN Jianwei<sup>1</sup>

(1. National Space Science Centre, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Based on 0.13  $\mu\text{m}$  partial depleted silicon-on-insulator (PD-SOI) process, a delay flip-flop (DFF) has been designed for single event transient (SET) pulse width, with the pulse width test range between 105 ps to 3 150 ps and the precision being  $\pm 52.5$  ps. The DFF has been tested by heavy ion accelerator and pulsed laser single event effect facility.  $^{86}\text{Kr}$  ion with linear energy transfer (LET) equal  $37.6 \text{ MeV} \cdot \text{cm}^2/\text{mg}$  was chosen to obtain a DFF 3 level SET pulse width, and pulsed laser triggered the same pulse width by front-side testing. By using 5 500 pJ laser energy, the bipolar amplification of DFF has been triggered, and the pulse width is amplified by 32.3%. According to the same SET pulse width, a method for estimating the pulsed laser energy reaching to the active area of chips which is also called effective energy is established. Meanwhile, based on the experimental results, the relationship between effective energy and LET was also established, and the deviations between the two methods were also analyzed. Other kinds of chips can also use this method to establish the relationship between laser energy and LET.

**Keywords:** partial depleted silicon-on-insulator (PD-SOI); heavy ion accelerator; pulsed laser; effective energy; pulse width; bipolar amplification

Received: 2019-03-01; Accepted: 2019-05-27; Published online: 2019-06-21 09:34

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190620.0911.001.html)

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11875060); Key Research Program of the Chinese Academy of Sciences (61501050302A)

\* Corresponding author. E-mail: shanguansp@nssc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0129

# 低速修正的可压缩求解器对湍流模拟精度的影响

李彦苏<sup>1,2,\*</sup>, 张坤<sup>1</sup>, 何承军<sup>1</sup>, 阎超<sup>2</sup>

(1. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 修正可压缩求解器能提高其对高速湍流中低速区的模拟精度, 但低速修正效果受到求解器、计算格式精度、网格量等多因素影响, 难以直接评估。研究了不同阶数、分辨率、网格量下, 有无低速修正的可压缩求解器对复杂湍流模拟的影响。通过泰勒-格林涡算例, 定量分析了不同结果的差异。结果表明: 不同网格量、计算方法组合下, 低速修正对结果的影响不同。网格量较小、重构格式精度较低的情况下, 低速修正方法能够有效提高计算精度。

**关键词:** 可压缩湍流; 低速修正; 高精度格式; 全速域格式; 泰勒-格林涡

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2019)11-2199-08

准确捕捉特点各异的流动结构、获得高精度流场数据是利用数值仿真开展湍流问题研究的前提。在高速可压缩湍流流动中, 间断(如激波)和多尺度涡结构共存<sup>[1]</sup>, 要求数值格式既能稳定捕捉激波, 又具有较高的分辨率。而边界层等局部低速区的存在对数值方法的精度、频谱特性及稳定性也提出了严苛的要求。最近研究发现<sup>[2]</sup>, 当马赫数趋近0时, 可压缩求解器的空间离散方法(主要是通量格式)往往无法正确逼近原始方程。因此, 在求解高速流动中的局部低速区域时, 可能出现耗散大、收敛慢等问题。

针对这一问题, 学者提出了预处理矩阵技术<sup>[3]</sup>, 以改变原控制方程的数学性质, 再用现有通量格式进行计算。数值实验表明, 该方法一定程度上改善了低速流动的求解精度。但该方法通常需要设置经验参数, 参数的选择对计算效率及精度影响较大, 尤其在流场中流速跨度较大的情况下难以保证鲁棒性。另一部分学者则提出了对现有通量格式(如 Roe 格式、AUSM

系列格式)的修正技术, 较为常见的有: 修正了 AUSM + 格式中压力通量的 AUSM + up 格式<sup>[4]</sup>, 无需调节人工参数的 SLAU、SLAU2 格式<sup>[5]</sup>, 以及通过对 Roe 格式理论分析获得的 LMRoe 格式<sup>[6]</sup>、F-Roe 格式<sup>[7]</sup>、Roe-m 格式<sup>[8]</sup>等。这些研究对不同马赫数下普通通量格式和全速域格式的计算结果进行了深入对比和分析, 马赫数的模拟范围可低至  $10^{-3}$ <sup>[6]</sup>。

值得注意的是, 在研究低速问题计算时, 为了简化模型, 学者们大多围绕 Euler 方程开展研究, 并使用阶次较低的计算精度以突显低速修正对计算精度的影响。但在开展湍流模拟时, 使用的计算方法精度较高, 网格量较大, 这些因素将与求解器低速修正耦合, 对湍流模拟产生综合影响。

因此, 本文重点研究有无低速修正的可压缩求解器对湍流模拟的影响, 旨在定量分析不同精度、网格量下, 低速修正对模拟精度的改进效果, 评估低速修正的可压缩求解器的使用范围, 为今后计算格式的构造和应用提供参考。

收稿日期: 2019-03-27; 录用日期: 2019-06-21; 网络出版时间: 2019-07-11 09:36

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.1358.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.1358.003.html)

\* 通信作者: E-mail: yansu\_li@126.com

**引用格式:** 李彦苏, 张坤, 何承军, 等. 低速修正的可压缩求解器对湍流模拟精度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2199-2206. LI Y S, ZHANG K, HE C J, et al. Effect of low-speed modification of compressible solver on turbulence simulation accuracy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2199-2206 (in Chinese).

# 1 控制方程及计算方法

## 1.1 三维可压缩 Navier-Stokes 方程及离散方法

本文的控制方程为三维可压缩 Navier-Stokes 方程组<sup>[9]</sup>,即

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_c}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_c}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_c}{\partial z} - \left( \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right) = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$ 分别代表 $x$ 、 $y$ 和 $z$ 方向的通量,下标 $c$ 表示对流通量,下标 $v$ 表示黏性通量。

将式(1)写成半离散形式为

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{Q}_{i,j,k}}{dt} + \tilde{\mathbf{F}}_{i+\frac{1}{2}} - \tilde{\mathbf{F}}_{i-\frac{1}{2}} + \tilde{\mathbf{G}}_{j+\frac{1}{2}} - \tilde{\mathbf{G}}_{j-\frac{1}{2}} + \\ \tilde{\mathbf{H}}_{k+\frac{1}{2}} - \tilde{\mathbf{H}}_{k-\frac{1}{2}} - (\mathbf{F}_{i+\frac{1}{2}}^v - \mathbf{F}_{i-\frac{1}{2}}^v + \mathbf{G}_{j+\frac{1}{2}}^v - \\ \mathbf{G}_{j-\frac{1}{2}}^v + \mathbf{H}_{k+\frac{1}{2}}^v - \mathbf{H}_{k-\frac{1}{2}}^v) = \mathbf{0} \end{aligned} \quad (2)$$

式中:下标 $i, j, k$ 分别代表 $x, y$ 和 $z$ 方向的离散节点, $i \pm 1/2, j \pm 1/2, k \pm 1/2$ 分别表示对应节点左右半节点;上标“ $\sim$ ”表示半节点处 $x, y$ 和 $z$ 方向的无黏通量,通常使用重构格式和通量格式联合计算获得;上标 $v$ 表示半节点处 $x, y$ 和 $z$ 方向的黏性通量,使用中心差分格式求解。

空间离散变量求解完成后,方程<sup>[9]</sup>变成常微分方程,使用三阶 TVD 型 Runge-Kutta 方法<sup>[10]</sup>进行时间推进,获得下一时刻流场变量 $\mathbf{Q}$ 的分布。

通过对上述流场计算过程的分析可知,方程中空间项的模拟精度主要受通量格式和重构格式的双重影响。在低速问题中,2类格式共同影响计算结果。

## 1.2 通量格式

Roe 格式<sup>[11]</sup>是 Godunov 类方法,是目前经典的通量格式,通过求解线性化 Riemann 问题获得全场的数值近似解,其具有间断分辨率高、稳定性强、计算效率高等优点,广泛使用于可压缩流动求解中。以 $x$ 方向为例,Roe 格式可以写成

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{i+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2}(\mathbf{F}_L + \mathbf{F}_R) - \\ \frac{1}{2}|\bar{\mathbf{A}}(\mathbf{Q}_L, \mathbf{Q}_R)|(\mathbf{Q}_R - \mathbf{Q}_L) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\bar{\mathbf{A}}$ 为 Roe 格式平均雅可比矩阵;下标 $L$ 和 $R$ 分别表示网格界面两侧的变量值。

低速情况下,原始 Roe 格式压强与马赫数的变化关系和控制方程不同,这将导致求解精度降低、收敛速度变慢等问题。针对这一问题,可引入当地马赫数<sup>[6]</sup>,即

$$Ma_{loc} = \frac{U_{loc}}{a_{loc}} \quad (4)$$

式中: $U_{loc}$ 为当地流速; $a_{loc}$ 为当地声速。

利用当地马赫数修正原始 Roe 格式左右界面的速度差 $\Delta U$ ,将其替换成 $\min(Ma_{loc}, 1)\Delta U$ 。通过这一修正,在马赫数趋近于0时,格式的压强与马赫数的关系和原控制方程相同。修正后的格式即为 LMRoe 格式<sup>[6]</sup>。

## 1.3 重构格式

为了全面分析通量格式与不同阶次、分辨率的重构格式组合后的模拟效果,本文使用的重构格式包括三/五/七阶 WENO 格式和五阶线性紧致格式。其中,WENO 格式通过低阶模板的加权组合达到高阶精度,同时在间断区域降低相应模板的权重,从而稳定捕捉激波,常用于对计算精度要求较高的高速流动模拟;五阶线性紧致格式能够在相同阶数的情况下获得更高的分辨率。

$2m - 1$  阶 WENO 格式的表达式可写为

$$f_{i+\frac{1}{2}} = \sum_{k=0}^{m-1} \omega_k \tilde{f}_k \quad (5)$$

式中: $f_{i+\frac{1}{2}}$ 为半节点处通量; $\omega$ 为非线性权系数; $\tilde{f}$ 为 $m$ 阶模板。

以五阶 WENO 格式为例, $\tilde{f}$ 的表达式为<sup>[12]</sup>

$$\begin{cases} \tilde{f}_0 = \frac{1}{3}f_{i-2} - \frac{7}{6}f_{i-1} + \frac{11}{6}f_i \\ \tilde{f}_1 = -\frac{1}{6}f_{i-1} + \frac{5}{6}f_i + \frac{1}{3}f_{i+1} \\ \tilde{f}_2 = \frac{1}{3}f_i + \frac{5}{6}f_{i+1} - \frac{1}{6}f_{i+2} \end{cases} \quad (6)$$

非线性权系数 $\omega$ 的表达式为

$$\begin{cases} \omega_k = \frac{\alpha_k}{\alpha_0 + \alpha_1 + \alpha_2} \\ \alpha_k = \frac{C_k}{IS_k + \varepsilon} \end{cases} \quad k = 0, 1, 2 \quad (7)$$

式中: $C_k$ 为理想权系数,对于五阶 WENO 格式,其值为 $C_0 = 0.1, C_1 = 0.6, C_2 = 0.3$ ;  $IS_k$ 为衡量当地模板光滑性的光滑因子,详细表达式见文献<sup>[12]</sup>。

其他阶数的 WENO 格式可以通过类似方法获得。

五阶线性紧致格式的表达式为

$$\frac{1}{2}f_{i-\frac{1}{2}} + f_{i+\frac{1}{2}} + \frac{1}{6}f_{i+\frac{3}{2}} = \frac{1}{18}f_{i-1} + \frac{19}{18}f_i + \frac{5}{9}f_{i+1} \quad (8)$$

从式(8)可见,五阶线性紧致格式不需要计算非线性系数,计算量较小。但线性格式对数据光滑性的要求非常高,在流场具有间断的可压缩流动数值模拟中容易产生非物理振荡,甚至发散。因此,单纯的线性格式难以在可压缩复杂流动数

值模拟中直接应用。

为了表述方便,称三/五/七阶 WENO 格式为 WENO3、WENO5 和 WENO7,称五阶线性紧致格式为 compact5。

傅里叶分析可以衡量格式的分辨率<sup>[13-14]</sup>,即表征在网格量不足情况下格式的计算精度(见图 1)。图中: $k$  为波数, $\text{Re}(k')$  和  $\text{Im}(k')$  分别为色散和耗散特性,横、纵轴均使用  $\pi$  归一化。可见,随着阶数升高,WENO 格式的分辨率提高。而五阶紧致格式的分辨率远优于七阶 WENO 格式,表明了紧致格式在分辨率具有优势。

发展的典型阶段<sup>[15]</sup>,能够反映数值方法对湍流不同发展阶段的模拟能力。同时,该算例的初始流场有解析表达式,可以避免“启动问题”(set-up problem)。此外,该算例本质上是不可压缩流动,实际模拟时马赫数非常小,低速通量格式在模拟中能够体现其作用。

算例的初始流场为

$$\begin{cases} u = U_\infty \sin\left(\frac{x}{L}\right) \cos\left(\frac{y}{L}\right) \cos\left(\frac{z}{L}\right) \\ v = -U_\infty \cos\left(\frac{x}{L}\right) \sin\left(\frac{y}{L}\right) \cos\left(\frac{z}{L}\right) \\ w = 0 \\ p = p_\infty + \frac{1}{16} \rho_\infty U_\infty^2 \left( \cos\left(\frac{2x}{L}\right) + \cos\left(\frac{2y}{L}\right) \right) \left( \cos\left(\frac{2z}{L}\right) + 2 \right) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为三方向速度; $p$  为压强; $\rho$  为密度;下标“ $\infty$ ”表示自由来流; $U_\infty = 1$ ;  $L = 1$ 。雷诺数  $Re = \rho_\infty U_\infty L / \mu = 1600$ ,  $\mu$  为黏性系数;马赫数  $Ma = U_\infty / a_\infty = 0.1$ ,  $a_\infty$  为声速,由  $a_\infty^2 = \gamma p_\infty / \rho_\infty$  获得, $\gamma$  为比热比。流动区域为一边长为  $2\pi L$  的立方体,采用周期边界条件。计算时间截止至  $t = 20$ 。计算结果以  $U_\infty$ 、 $\rho_\infty$  和  $p_\infty$  为参考量进行无量纲化。

下文的分析中主要用到了体平均动能  $E_k$  及其耗散率  $\varepsilon_{E_k}$  这 2 个平均量。体平均动能的计算式为

$$E_k = \frac{1}{\rho_\infty \Omega} \int_{\Omega} \rho \cdot \frac{\mathbf{u} \cdot \mathbf{u}}{2} d\Omega \quad (10)$$

式中: $\mathbf{u}$  为速度矢量; $\Omega$  表示积分域。其对应的动能耗散率的计算式为

$$\varepsilon_{E_k} = - \frac{dE_k}{dt} \quad (11)$$

$E_k$  和  $\varepsilon_{E_k}$  能够反映流动发展过程中流场动能变化的情况,从而衡量模拟结果的精度。

## 2.2 计算结果与讨论

在网格间距为  $2\pi/64$ 、 $2\pi/128$  和  $2\pi/256$  的 3 套网格下开展算例计算,以分析不同网格量下不同格式对计算结果的影响。在间距为  $2\pi/256$  的密网格上使用 compact5 获得的结果与文献[16]使用 DRP 方法在  $512^3$  自由度上的 DNS 结果精度相当,作为参考解进行计算结果误差的定性和定量分析。在粗网格(间距  $2\pi/64$ )上使用 3 种阶数 WENO 格式和 compact5 与 Roe 和 LM-Roe 2 种通量格式分别组合,重点考察粗网格量下重构格式精度不同时,低速修正通量格式使

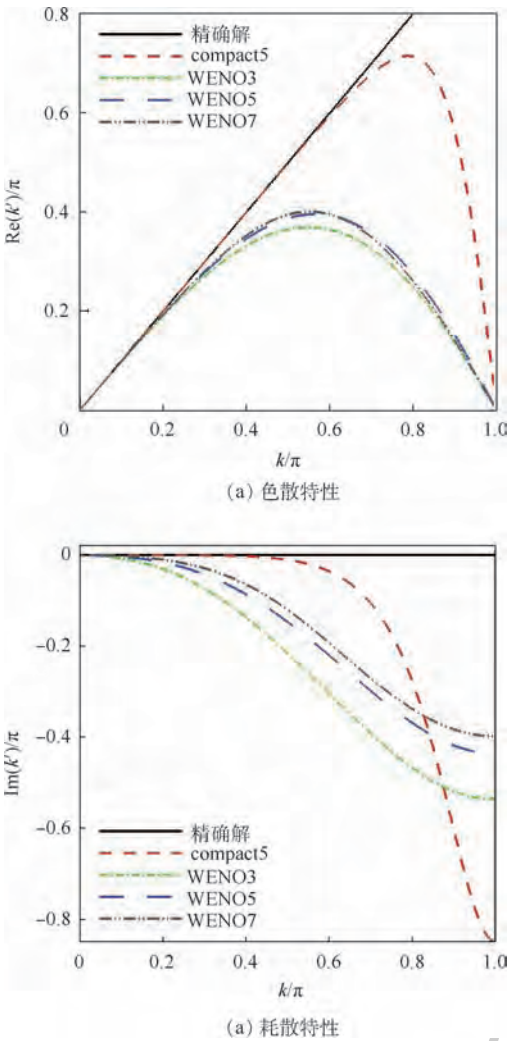


图 1 不同重构格式的分辨率特性曲线

Fig. 1 Resolution properties of different reconstruction schemes

## 2 泰勒-格林涡算例

### 2.1 算例设置

为了定量分析不同格式的计算性能,本文选择了经典的泰勒-格林涡算例。算例的流动演化包括了“层流—转捩—湍流—衰减”这几个湍流

用对计算精度的影响程度。在中等网格(间距 $2\pi/128$ )上使用 WENO5、compact5 与 Roe 和 LMRoe 2 种通量格式两两组合,进一步研究网格量变化后通量格式的低速修正对计算结果的影响。

图 2 和图 3 为粗网格上不同重构格式下获得的体平均动能及其耗散率随时间变化曲线,其中文献[16]的 DNS 结果(图中“reference-DRP512<sup>3</sup>”)和 compact5 在密网格的结果(图中“256-Roe-compact5”)为参考解。总体上看,在网格量相同的情况下,重构格式的精度越高,分辨率越高,计算结果越接近参考解。相同重构格式下,LMRoe 格式的计算结果更接近参考解,可见在粗网格下,低速修正起到了提高计算精度的作用。

图 4 和图 5 为中等网格下 WENO5 和 compact5 两种重构格式、Roe 和 LMRoe 两种通量格式两两组合的计算结果。与粗网格结果相比,密网格下的计算结果精度更高,且 2 种通量格式计算结果间的差别变小。

为了定量比较不同格式的计算结果差异,以网格间距 $2\pi/256$ 的密网格 compact5 计算获得的

参考解为基准,得到不同计算结果与基准解间的相对误差,公式为

$$\chi = \int_0^t |g(t) - g_c(t)| dt \quad (12)$$

式中: $g(t)$ 表示某格式计算结果中某个变量随时间的变化; $g_c(t)$ 表示密网格 compact5 计算结果中对应变量随时间的变化。

由此获得 2 套网格下格式的误差并制成柱状图,如图 6 和图 7 所示。表 1 和表 2 则给出 2 种通量格式误差的相对量,即

$$R = \frac{\chi_{\text{LMRoe}}}{\chi_{\text{Roe}}} \quad (13)$$

可以看出,对于 WENO 系列格式,随着格式阶数的提高,计算精度提高明显;使用 LMRoe 格式的精度略高于相同网格量时的 Roe 格式;加密网格后计算精度显著提高。而当使用 compact5 作为重构格式时,相同网格量下 2 种通量格式的计算差异不明显,尤其是体平均动能,LMRoe 格式的计算误差甚至大于 Roe 格式。Compact5 和 WENO 格式的计算结果比较则可看出,compact5

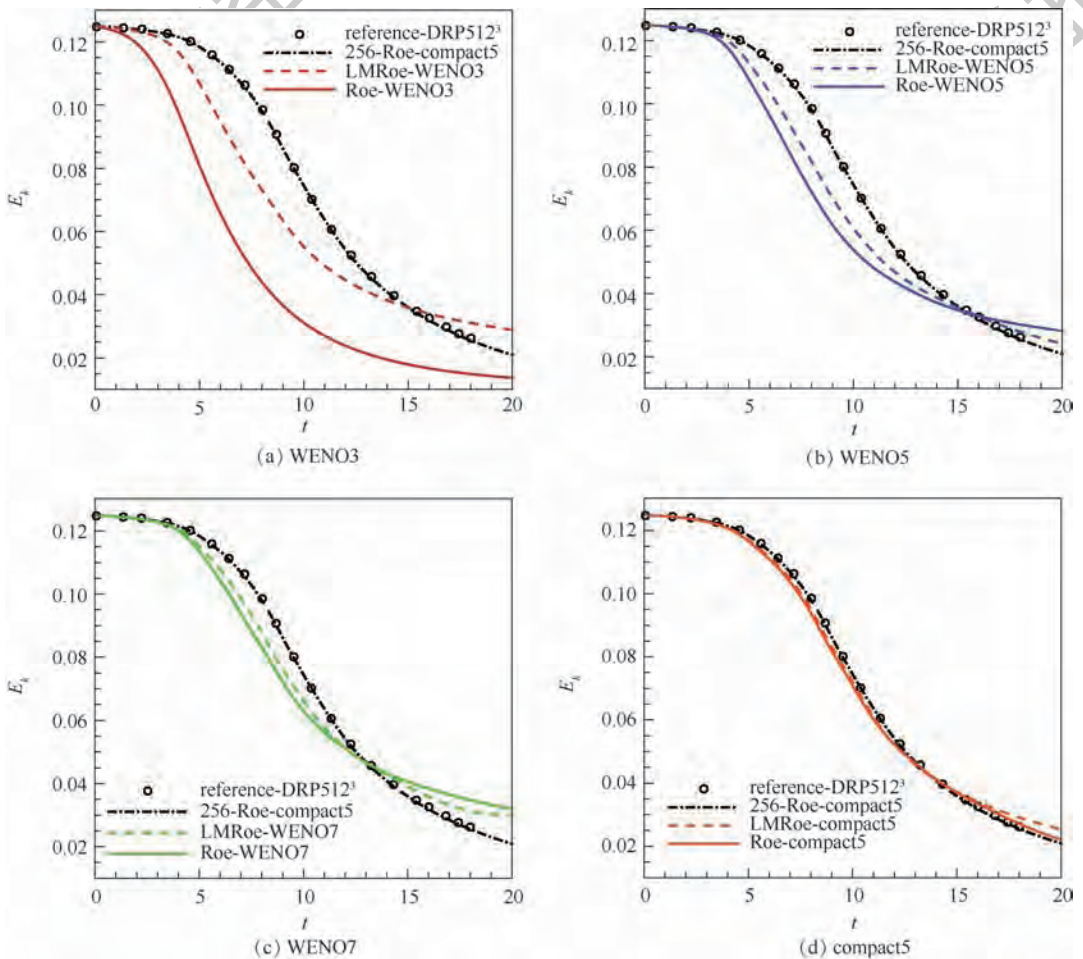


图 2 体平均动能随时间变化曲线(网格间距 $2\pi/64$ )

Fig. 2 Variation of volume-averaged kinetic energy with time under grid space  $2\pi/64$

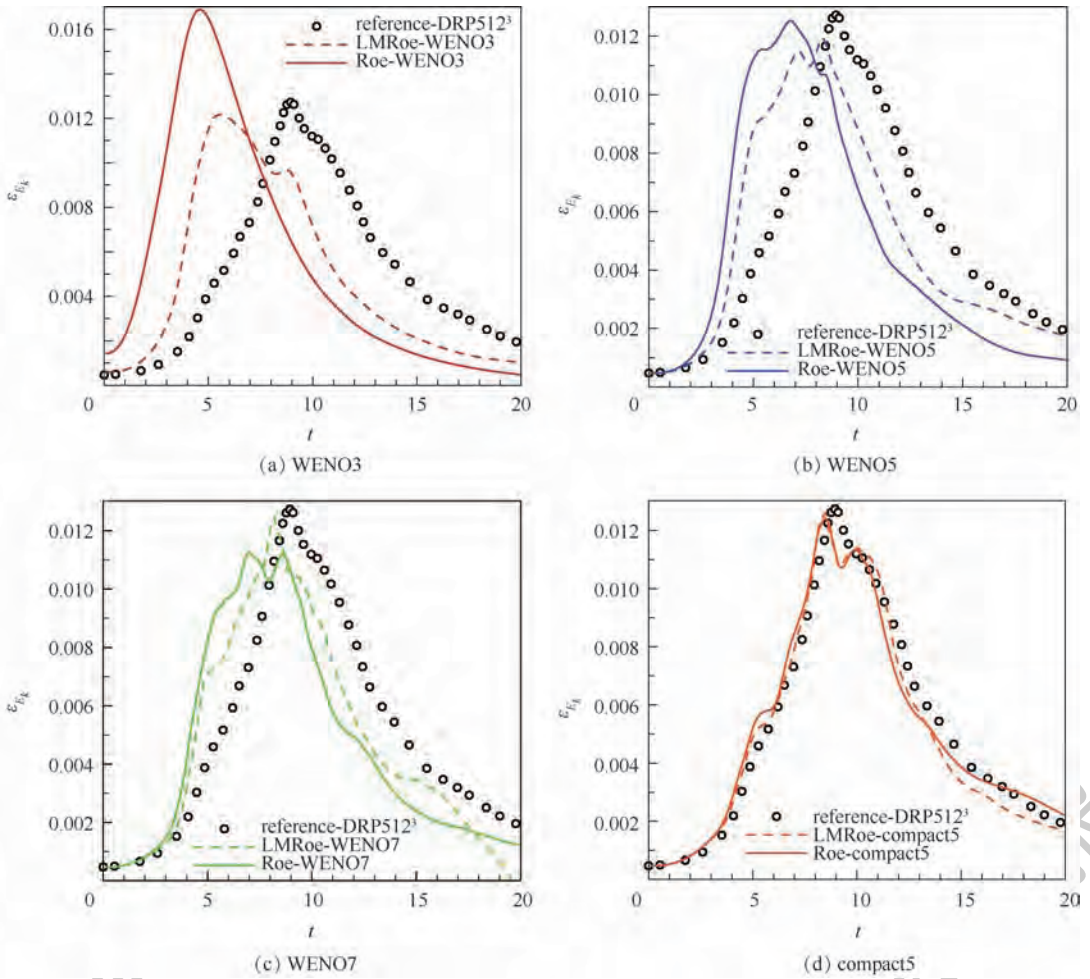


图 3 动能耗散率随时间变化曲线(网格间距  $2\pi/64$ )

Fig. 3 Variation of energy dissipation rate with time under grid space  $2\pi/64$

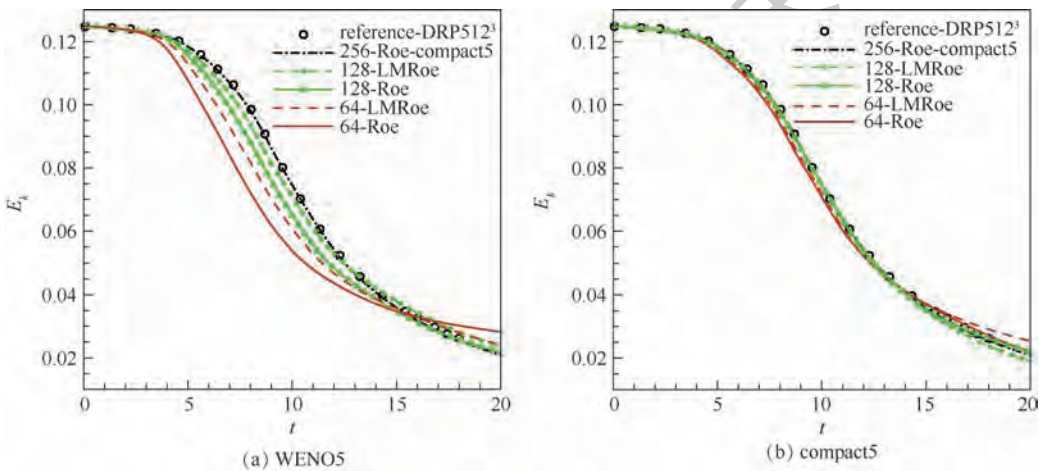


图 4 体平均动能随时间变化曲线(网格间距  $2\pi/64$  和  $2\pi/128$ )

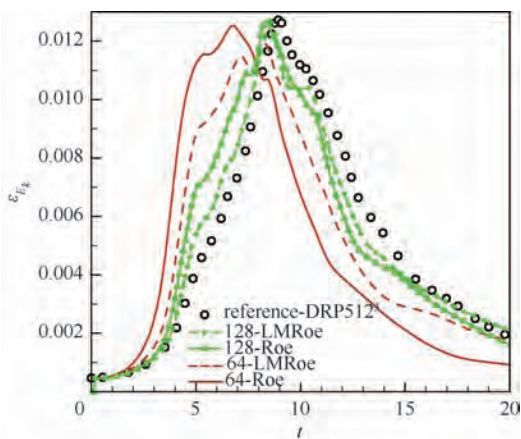
Fig. 4 Variation of volume-averaged kinetic energy with time (grid space  $2\pi/64$  and  $2\pi/128$ )

格式的计算精度高于所有 WENO 格式;特别是相同精度阶数情况下,compact5 在粗网格 ( $2\pi/64$ ) 上的计算结果与 WENO5 在密网格 ( $2\pi/128$ ) 上的最佳结果(LMRoe 的计算结果)精度相当。

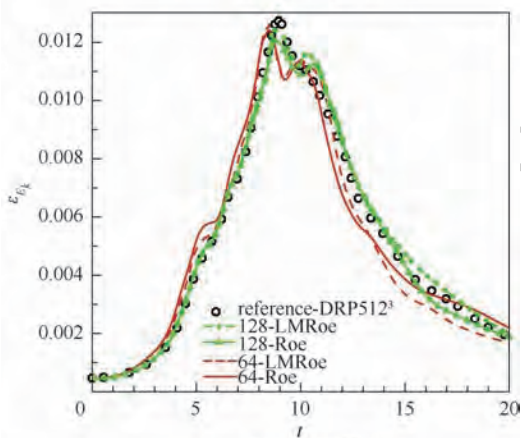
利用如下公式:

$$\chi' = \frac{\int_0^t |g_{LMRoe}(t) - g_{Roe}(t)| dt}{\int_0^t g_{LMRoe}(t) dt} \quad (14)$$

可以更加清晰地衡量 2 个通量格式的计算差别(下标 Roe 和 LMRoe 表示计算使用的是原始



(a) WENO5



(b) compact5

图5 动能耗散率随时间变化曲线(网格间距  $2\pi/64$  和  $2\pi/128$ )

Fig.5 Variation of energy dissipation rate with time (grid space  $2\pi/64$  and  $2\pi/128$ )

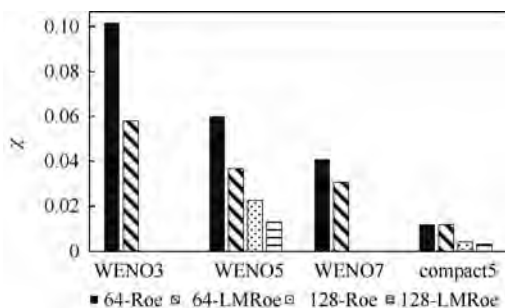


图7 不同格式和网格量下动能耗散率误差柱状图  
Fig.7 Histogram of energy dissipation rate error for different schemes with different grids

表1 网格间距  $2\pi/64$  时不同通量格式结果的误差比值

Table 1 Ratio of two flux schemes' result errors with grid space being  $2\pi/64$

重构格式	体平均动能	动能耗散率
WENO3	0.36	0.57
WENO5	0.63	0.61
WENO7	0.69	0.75
compact5	1.04	1.00

表2 网格间距  $2\pi/128$  时不同通量格式结果的误差比值

Table 2 Ratio of two flux schemes' result errors with grid space being  $2\pi/128$

重构格式	体平均动能	动能耗散率
WENO5	0.56	0.57
compact5	1.85	0.76

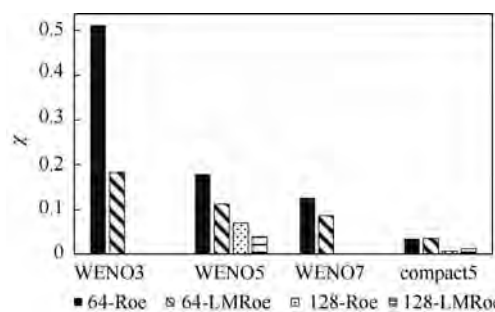


图6 不同格式和网格量下体平均动能误差柱状图

Fig.6 Histogram of volume-averaged kinetic energy error for different schemes with different grids

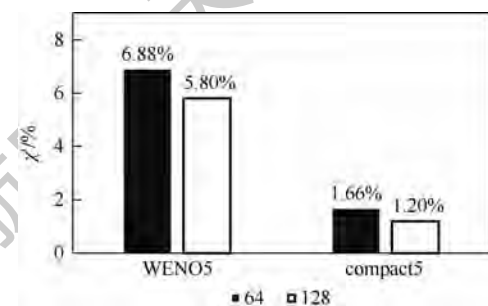


图8 不同网格量下 Roe 和 LMRoe 通量格式的计算差异(体平均动能)

Fig.8 Calculation difference of Roe and LMRoe flux schemes with different amounts of grid (volume-averaged kinetic energy)

Roe 格式或 LMRoe 格式)。

图8和图9为2套网格下原始 Roe 格式和 LMRoe 格式的计算差别  $\chi'$  柱状图。可以看出,随着网格加密,2种通量格式的计算结果间差别变小,表现出向精确收敛的特征。

上述分析表明,通量格式、重构格式对计算精度的影响是耦合的,通量格式、重构格式、网格量等各部分数值误差的总和构成了最终的计算

误差。在网格较粗且重构格式精度较低的情况下,LMRoe 格式能够显著提高计算精度。结合 LMRoe 格式修正原理,这是由于在较粗网格下,低马赫数下 LMRoe 格式求解的压强与马赫数的对应关系与 Navier-Stokes 方程一致,导致求解误差明显降低,整体计算结果显著改善;而原始 Roe 格式低速时,压强与马赫数对应关系与 Navier-

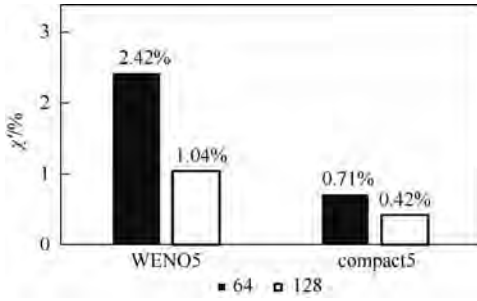


图 9 不同网格量下 Roe 和 LMRoe 通量格式的计算差异(动能耗散率)

Fig. 9 Calculation difference of Roe and LMRoe flux schemes with different amounts of grid (energy dissipation rate)

Stokes 方程不一致的问题在粗网格下凸显,对整体计算结果的影响较大。但网格加密、重构格式精度提高后,这两部分误差的减小一定程度上弥补了原始 Roe 格式带来的误差,使得总体的计算精度有所提升。且对于网格收敛的格式,当网格足够密时,能够给获得收敛的结果,也就是当网格足够密时,原始 Roe 格式也能够得到精度足够高的结果。因此,当使用密网格、高分辨率重构格式时,原始 Roe 格式和 LMRoe 格式的计算差异很小。

### 3 结 论

通量格式和重构格式的精度均会影响湍流流动的模拟结果。本文利用泰勒-格林涡算例,研究了有无低速修正的通量格式对模拟结果的影响,结论如下:

- 1) 当流场中存在低速流动时,使用低速修正的通量格式能够一定程度上改进计算结果。
- 2) 通量格式对模拟结果的影响是与重构格式耦合的。当重构格式的精度较低时,通量格式对结果的影响显著,但当重构格式的精度足够高后,通量格式对结果的影响不明显。
- 3) 随着网格加密,有无低速修正的通量格式计算结果都呈现出向精确收敛的特征。使用较粗网格时,低速修正的通量格式对计算结果的改进更明显。

考虑到在实际工程应用时,由于研究对象外形通常较复杂,需要使用鲁棒性较高、耗散较大的重构格式以保证计算稳定性,且受到研究周期和计算条件的限制,网格量通常相对较小,使用低速修正的通量格式能够提高计算精度。在开展湍流流动机理研究时,对计算精度要求较高,通常使用高精度高分辨率重构格式及较密的网格开展模

拟,此时低速修正的通量格式对计算结果改进有限,未经过低速修正的原始通量格式也能够获得较好的计算结果。

### 参考文献 (References)

- [1] 傅德薰,马延文,李新亮,等. 可压缩湍流直接数值模拟[M]. 北京:科学出版社,2010.  
FU D X, MA Y W, LI X L, et al. Direct numerical simulations for compressible turbulence[M]. Beijing: Science Press, 2010 (in Chinese).
- [2] 屈峰. 高分辨率格式的研究及其应用[D]. 北京:北京航空航天大学,2015.  
QU F. Research and application of high resolution schemes [D]. Beijing: Beihang University, 2015 (in Chinese).
- [3] WEISS J M, SMITH W A. Preconditioning applied to variable and constant density flows[J]. AIAA Journal, 1995, 33(11): 2050-2057.
- [4] LIU M S. A sequel to AUSM. Part II: AUSM+ - up for all speeds[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 214(1): 137-170.
- [5] KITAMURA K, SHIMA E. Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes[J]. Journal of Computational Physics, 2013, 245: 62-83.
- [6] RIEPER F. A low-Mach number fix for Roe's approximate Riemann solver[J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(13): 5263-5287.
- [7] FILLION P, CHANOINE A, DELLACHERIE S, et al. FLICAOVAP: A new platform for core thermal-hydraulic studies[J]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(11): 4348-4358.
- [8] LI X, GU C. An all-speed roe-type scheme and its asymptotic analysis of low Mach number behaviour[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(10): 5144-5159.
- [9] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.  
YAN C. Method and application of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006 (in Chinese).
- [10] GOTTLIEB S, SHU C W. Total variation diminishing Runge-Kutta schemes[J]. Mathematics of computation of the American Mathematical Society, 1998, 67(221): 73-85.
- [11] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1997, 135(2): 250-258.
- [12] JIANG G, SHU C. Efficient implementation of weighted ENO schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126(1): 202-228.
- [13] PIROZZOLI S. On the spectral properties of shock-capturing schemes[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 219(2): 489-497.
- [14] FAUCONNIER D, DICK E. On the spectral and conservation properties of nonlinear discretization operators [J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(12): 4488-4518.
- [15] BRACHET M E, MEIRON D I, ORSZAG S A, et al. Small-scale structure of the Taylor-Green vortex [J]. Journal of Fluid Me-

chanics, 1983, 130:411-452.

- [16] DEBONIS J. Solutions of the Taylor-Green vortex problem using high-resolution explicit finite difference methods: AIAA-2013-0382[R]. Reston: AIAA, 2013.

作者简介:

李彦芬 女, 博士, 工程师。主要研究方向: 计算流体力学。

## Effect of low-speed modification of compressible solver on turbulence simulation accuracy

LI Yansu<sup>1,2,\*</sup>, ZHANG Kun<sup>1</sup>, HE Chengjun<sup>1</sup>, YAN Chao<sup>2</sup>

(1. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The calculation accuracy of low-speed region in high speed turbulence can be improved by modifying the compressible solver. However, it is difficult to evaluate the contribution of such modification, because simulation accuracy results from complex factors including solver type, accuracy of schemes, grid number, etc. This paper focuses on the influence of the compressible solver with and without low-speed modification on complex turbulence simulation when using different order or resolution of the schemes and different amount of grid. With the calculation example of Taylor-Green vortex, the differences of the results are evaluated quantitatively. The results show that the influence of the low-speed modification is different with different scheme-grid combinations. The low-speed modification method can effectively improve the calculation accuracy with coarse grids and low-accuracy reconstruction schemes.

**Keywords:** compressible turbulence; low-speed modification; high-accuracy schemes; all-speed schemes; Taylor-Green vortex

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0062

# CFRP 平-折-平连接接头试验研究与数值模拟



许昶, 刘志明\*

(北京交通大学 机械与电子控制工程学院, 北京 100044)

**摘 要:** 针对碳纤维增强复合材料(CFRP)平-折-平(FJF)连接接头强度和失效问题进行了试验研究和数值模拟。基于商用有限元软件 ABAQUS,建立了 FJF 连接接头强度预测模型,通过与试验结果进行对比,探究了此类接头在拉伸载荷工况下的失效形式和承载能力,同时分析了搭接长度对接头强度和失效模式的影响。结果表明,利用模型预测的接头承载能力与试验结果的误差均小于 3.5%,具有较好的精度。不同搭接长度下,FJF 混合连接接头相较于胶接连接接头和机械连接接头强度均有提升。接头的强度随着搭接长度的增大而增大,搭接长度增大到一定程度后趋于平缓。搭接长度较小时,FJF 混合连接接头失效表现为胶层沿搭接区的断裂和孔边挤压失效,搭接长度较大时,失效模式转变为层合板孔边拉伸断裂和胶层扩展至孔边的断裂。

**关键词:** 碳纤维增强复合材料(CFRP);平-折-平(FJF)连接接头;有限元分析;失效;搭接长度

**中图分类号:** TB331

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2019)11-2207-10

碳纤维增强复合材料(CFRP)以其比强度大、比模量高、抗疲劳、耐腐蚀、可设计性强等优势逐渐在轨道交通车辆主承载结构上应用。2018年,中车长春轨道客车股份有限公司研制了世界首辆全碳纤维复合材料地铁车辆车体<sup>[1]</sup>。同年9月,在德国举行的柏林国际轨道交通技术展上,中国中车集团有限公司正式发布了新一代碳纤维地铁车辆“CETROVO”<sup>[2]</sup>。

对于车体、转向架这类主承载部件,均采用模块化的设计理念,不同模块整体成型,模块之间通过连接形成一体,连接部位成为结构强度的薄弱环节。复合材料的连接主要有胶接连接、机械连接和混合连接3种形式,胶接连接具有连接效率高、应力传递均匀、保证结构完整性等优点,但其结构难于拆卸,特别是接头强度受温度、湿度等环

境因素影响较大,胶层易老化。相较而言,机械连接工艺简单、连接可靠、便于维修,但开孔会切断碳纤维增强复合材料的纤维,使复合材料本身的各向异性严重、韧性差、缺口敏感度高,弱点更加突出,容易形成严重的应力集中从而导致脆性破坏<sup>[3]</sup>。混合连接同时考虑了胶接连接和机械连接的特点,其力学行为受多种参数影响,通过合理的设计,可以实现结构强度和疲劳性能的提升<sup>[4]</sup>。

目前,针对碳纤维增强复合材料连接强度的研究多以试验和有限元仿真为主。关于胶接连接和机械连接的试验及仿真研究较多,而对于混合连接的研究则以试验居多。相比之下,有限元方法在进行大量参数化研究方面更有效率。以内聚力模型分析碳纤维增强复合材料胶接连接结构胶

收稿日期: 2019-02-22; 录用日期: 2019-04-19; 网络出版时间: 2019-05-08 09:55

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190506.0851.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190506.0851.003.html)

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB1200505-011)

\* 通信作者. E-mail: zhmlu1@bjtu.edu.cn

**引用格式:** 许昶, 刘志明. CFRP 平-折-平连接接头试验研究与数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2207-2216.

XU C, LIU Z M. Experimental study and numerical simulation on CFRP flat-joggle-flat joints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2207-2216 (in Chinese).

层的失效是较为常见的方法<sup>[5-7]</sup>。徐云研等<sup>[8]</sup>在研究碳纤维增强复合材料蜂窝夹层结构 T 型接头拉伸性能时将胶层用弹塑性模型模拟。Senthil 等<sup>[9]</sup>结合有限元软件 ABAQUS, 利用虚拟裂纹闭合技术 (VCCT) 预测了胶层初始失效载荷。有关层合板的失效预测, 普遍采用渐进损伤分析方法, 起始失效准则多选择 Hashin 准则<sup>[10-11]</sup>, 材料属性折减方式主要有瞬时刚度退化<sup>[12]</sup>和连续刚度退化<sup>[13]</sup>两种。混合接头的分析是建立在胶接和机械连接接头分析的基础上进行的, Marannan 和 Zuccarello<sup>[14]</sup>研究对比了碳纤维增强复合材料-铝板混合连接接头与胶接、机械连接接头强度、刚度和吸能的差异, 并对铆接过程进行了数值模拟。Armentani 等<sup>[15]</sup>利用有限元方法对混合连接接头胶层应力分布和螺栓传递载荷进行了分析, 并结合试验验证了数值仿真的准确性。孟毛毛等<sup>[16]</sup>则通过 ABAQUS 软件建立了胶-螺混合连接三维渐进损伤模型预测混合连接结构的强度和失效模式, 并分析了钉头形式和宽径比的影响。

复合材料层合板连接以单搭接的形式较为常见, 但由于其偏心加载产生的弯曲效应, 会对结构的强度产生不利影响。针对此问题, 采用双搭接结构能减缓弯曲效应。另外, Kishore 和 Prasad<sup>[17]</sup>在研究中提出了一种平-折-平 (FJF) 接头形式, 使得接头在拉伸加载过程中承受面内力, 接头强度相较于单搭接接头提升了 90%, 研究仅以试验形式给出。考虑到对此类结构形式的强度预测和参数化研究工作较少, 本文结合试验, 对碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料 (以下简称碳纤维增强复合材料) FJF 3 种连接接头进行了失效仿真研究, 并探究了水平段搭接长度对各接头强度和失效模式的影响, 为此类接头的应用提供一定的参考依据。

## 1 FJF 连接接头拉伸试验

### 1.1 连接接头材料

FJF 混合连接接头主要包括碳纤维增强复合材料层合板、胶层和螺栓 3 个部分。试验中选用的层合板由 T700/5429 碳纤维增强双马来酰亚胺树脂基复合材料预浸料固化形成。考虑到 FJF 接头的几何特征, 在高温模具钢制作的模具上进行铺层, 并进行如下固化工艺: 升温至 100℃ 时, 热压罐加压 0.6 MPa; 继续升温至 150℃, 保温保压 3 h; 升温至 200℃, 保温保压 4.5 h; 最后随炉冷却至 60℃。层合板的铺层次序为  $[0/\pm 45/90]_{2s}$ 。

单向板的基本材料属性如下<sup>[18]</sup>:  $E_1 = 133 \text{ GPa}$ ,  $E_2 = 9.1 \text{ GPa}$ ,  $\nu_{12} = 0.31$ ,  $G_{12} = 5.67 \text{ GPa}$ ,  $G_{13} = 5.67 \text{ GPa}$ ,  $G_{23} = 3.5 \text{ GPa}$ ,  $X_T = 2507 \text{ MPa}$ ,  $X_C = 1201 \text{ MPa}$ ,  $Y_T = 61.8 \text{ MPa}$ ,  $Y_C = 186 \text{ MPa}$ ,  $S_{12} = 84.8 \text{ MPa}$ ,  $S_{13} = 84.8 \text{ MPa}$ ,  $S_{23} = 41.6 \text{ MPa}$ 。其中,  $E_1$ 、 $E_2$  分别为单向板纵、横向的弹性模量;  $G_{12}$ 、 $G_{13}$ 、 $G_{23}$  为单向板剪切模量;  $\nu_{12}$  为单向板纵向的泊松比;  $X_T$ 、 $X_C$  分别为单向板纵向拉伸、压缩强度;  $Y_T$ 、 $Y_C$  分别为单向板横向拉伸、压缩强度;  $S_{12}$ 、 $S_{13}$ 、 $S_{23}$  为单向板剪切强度。

紧固件采用 12.9 级 M4 合金钢螺栓, 螺栓材料的弹性模量为 206 GPa, 泊松比为 0.3。螺栓通过扭矩扳手施加 0.5 N·m 的预紧扭矩仅为起到连接作用<sup>[19]</sup>。

胶层材料采用 J299 高韧性双马结构胶膜, 胶层厚度为 0.2 mm, 通过沿搭接区加入网状载体控制。胶层材料的拉伸性能测试应力-应变曲线如图 1 所示。选取 0.2% 塑性变形对应的应力值为胶层材料屈服应力, 应力-应变曲线最大应力为胶层材料强度极限, 胶层材料的弹性模量为 2.92 GPa, 泊松比为 0.47, 屈服强度为 32.41 MPa, 强度极限为 40.15 MPa。

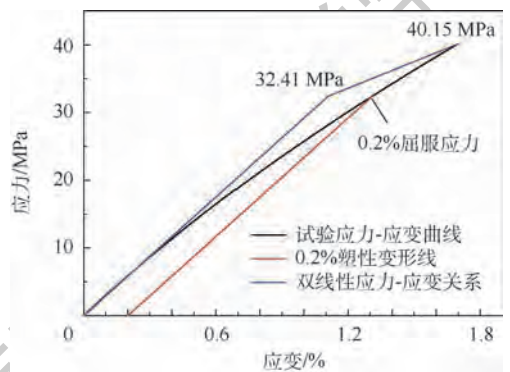


图1 胶层材料拉伸应力-应变关系

Fig.1 Tensile stress-strain relationship of adhesive material

### 1.2 连接方式

FJF 机械连接接头通过紧固螺栓将层合板连接形成。胶接连接接头通过二次固化工艺制成, 胶接工艺如下: 用 J299 胶黏剂将层合板预先胶接定型, 置于烘箱中。抽真空至压力  $\geq -0.095 \text{ MPa}$ , 升温至 120℃, 保温保压 2.5 h; 最后随炉冷却至 60℃。混合连接接头则通过在制备好的胶接连接接头上制孔, 进而通过紧固螺栓连接形成。

FJF 胶接连接接头、机械连接接头和混合连接接头的示意图如图 2 ~ 图 4 所示。其中,  $d$  为孔径,  $L'$  为圆角以后水平搭接段长度,  $W$  为试样宽

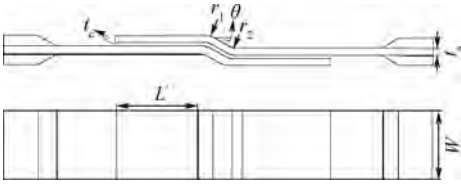


图 2 FJF 胶接连接接头示意图

Fig.2 Schematic diagram of FJF bonded joint

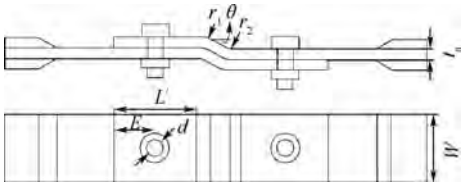


图 3 FJF 机械连接接头示意图

Fig.3 Schematic diagram of FJF bolted joint

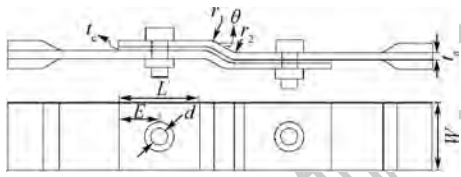


图 4 FJF 混合连接接头示意图

Fig.4 Schematic diagram of FJF hybrid joint

度, \$E\$ 为端距, \$t\_a\$ 为层合板厚度, \$t\_c\$ 为胶层厚度, \$r\_1\$ 为较大的圆角半径, \$r\_2\$ 为较小的圆角半径, \$\theta\$ 为折线段与水平段之间的夹角。考虑接头设计, 部分几何参数之间存在如下关系:

$$r_1 = r_2 + 2t_a + t_c \quad (1)$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{t_a + t_c}{16}\right) \quad (2)$$

试验测试试样的几何尺寸如表 1 所示。考虑到圆角大小对 \$L'\$ 产生影响, 故采用圆角以前的水平搭接段长度 \$L\$ 作为参量进行研究。

表 1 测试试样几何尺寸

Table 1 Geometry of testing specimen

参数	数值
孔径/mm	3.98
未圆角长度/mm	45
宽度/mm	16
端距/mm	12
层合板厚度/mm	2
胶层厚度/mm	0.2
较大圆角半径/mm	30
较小圆角半径/mm	25.8
平折段夹角/(°)	7.83

### 1.3 试验条件

试验在环境温度 \$(23 \pm 2)^\circ\text{C}\$, 湿度 \$50\% \pm 10\%\$ 条件下进行, 测试设备采用中国科学院理化

技术研究所 20 t 三思液压电子万能试验机, 如图 5 所示, 试验的加载速率为 \$1.27 \text{ mm/min}\$, 采样速率为每秒 3 个数据记录。试验过程中选择合适的夹持力保证试样在拉伸过程中不因夹持力较小而打滑或因夹持力较大而出现夹持段破坏造成试样失效模式的无效性。同时, 根据试样宽度调整对中定位条的位置, 放置试样使其纵轴与试验机中心对齐, 夹持试样, 夹块伸出到试件加强片斜面部分起点外 \$10 \text{ mm}\$。使用数码显微镜 Dino-Lite 记录搭接段的损伤起始和扩展过程。

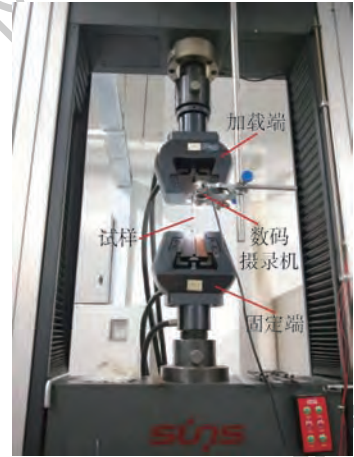


图 5 拉伸测试设备

Fig.5 Tensile testing equipment

## 2 FJF 连接接头力学失效模型

### 2.1 复合材料层合板渐进损伤模型

#### 2.1.1 开孔层合板渐进损伤模型

对于 FJF 机械连接接头和混合连接接头而言, 开孔会导致纤维的不连续, 同时伴随有开孔处应力集中等问题, 是结构的薄弱部位。复合材料损伤是一个渐进的过程, 常用渐进损伤模型分析复合材料的损伤起始和损伤演化<sup>[20-21]</sup>。采用三维 Hashin 失效准则预测层合板的纤维、基体和分层失效, 具体描述如下<sup>[22]</sup>。

纤维拉伸模式 (\$\sigma\_1 \ge 0\$):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (3)$$

纤维压缩模式 (\$\sigma\_1 < 0\$):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (4)$$

基体拉伸模式 ( $\sigma_2 \geq 0$ ):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (5)$$

基体压缩模式 ( $\sigma_2 < 0$ ):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (6)$$

纤-基剪切模式 ( $\sigma_1 < 0$ ):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (7)$$

拉伸分层模式 ( $\sigma_3 \geq 0$ ):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (8)$$

压缩分层模式 ( $\sigma_3 < 0$ ):

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_3}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ \left(\frac{\sigma_3}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  分别为 1、2、3 方向的正应力;  $\tau_{12}, \tau_{13}, \tau_{23}$  分别为 1-2、1-3、2-3 方向的剪应力;  $Z_T, Z_C$  分别为单向板面外拉伸、压缩强度。

刚度退化准则选择改进的 Tserpes 等的退化准则<sup>[23]</sup>, 如表 2 所示, 其中  $E'_1, E'_2, E'_3, \nu'_{12}, \nu'_{13}, \nu'_{23}, G'_{12}, G'_{13}, G'_{23}$  表示退化以后的刚度。

表 2 刚度退化准则

Table 2 Stiffness degradation rules

失效模式	刚度退化准则
纤维拉伸模式 ( $\sigma_1 \geq 0$ )	$E'_1 = 0.07E_1, E'_2 = 0.07E_2,$ $E'_3 = 0.07E_3, \nu'_{12} = 0.14\nu_{12},$ $\nu'_{13} = 0.14\nu_{13}, \nu'_{23} = 0.14\nu_{23}$
纤维压缩模式 ( $\sigma_1 < 0$ )	$E'_1 = 0.14E_1, E'_2 = 0.14E_2,$ $E'_3 = 0.14E_3, \nu'_{12} = 0.14\nu_{12},$ $\nu'_{13} = 0.14\nu_{13}, \nu'_{23} = 0.14\nu_{23}$
基体拉伸模式 ( $\sigma_2 \geq 0$ )	$E'_2 = 0.2E_2, G'_{12} = 0.2G_{12}, G'_{23} = 0.2G_{23}$
基体压缩模式 ( $\sigma_2 < 0$ )	$E'_2 = 0.4E_2, G'_{12} = 0.4G_{12}, G'_{23} = 0.4G_{23}$
纤-基剪切模式 ( $\sigma_1 < 0$ )	$G'_{12} = 0, \nu'_{12} = 0$
拉伸分层模式 ( $\sigma_3 \geq 0$ )	$E'_3 = 0, G'_{13} = 0, G'_{23} = 0, \nu'_{13} = 0, \nu'_{23} = 0$
压缩分层模式 ( $\sigma_3 < 0$ )	$E'_3 = 0, G'_{13} = 0, G'_{23} = 0, \nu'_{13} = 0, \nu'_{23} = 0$

### 2.1.2 不开孔层合板渐进损伤模型

对于 FJF 胶接连接接头而言, 采用基于应变的改进 Hashin 三维准则预测层合板的纤维失效和基体失效, 采用基于应变的 Yeh 准则预测层合板的分层失效。具体描述如下<sup>[24]</sup>。

基体拉伸模式 ( $\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} \geq 0$ ):

$$\begin{cases} f_m^2 = \left(\frac{\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}}{\varepsilon_m^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{1}{\varepsilon_f^t}\right)^2 \left(\varepsilon_{23}^2 - \frac{C_{22}C_{33}}{G_{23}^2}\varepsilon_{22}\varepsilon_{33}\right) \geq 1 & \text{失效} \\ f_m^2 = \left(\frac{\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}}{\varepsilon_m^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{1}{\varepsilon_f^t}\right)^2 \left(\varepsilon_{23}^2 - \frac{C_{22}C_{33}}{G_{23}^2}\varepsilon_{22}\varepsilon_{33}\right) < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (10)$$

基体压缩模式 ( $\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} < 0$ ):

$$\begin{cases} f_d^2 = \left(\frac{C_{22}\varepsilon_{22} + C_{33}\varepsilon_{33}}{2G_{12}\varepsilon_f^{12}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{1}{\varepsilon_f^t}\right)^2 \left(\varepsilon_{23}^2 - \frac{C_{22}C_{33}}{G_{23}^2}\varepsilon_{22}\varepsilon_{33}\right) + \left(\frac{\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}}{\varepsilon_m^c}\right) \cdot \left[\left(\frac{C_{22}\varepsilon_m^c}{2G_{12}\varepsilon_f}\right)^2 - 1\right] \geq 1 & \text{失效} \\ f_d^2 = \left(\frac{C_{22}\varepsilon_{22} + C_{33}\varepsilon_{33}}{2G_{12}\varepsilon_f^{12}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{1}{\varepsilon_f^t}\right)^2 \left(\varepsilon_{23}^2 - \frac{C_{22}C_{33}}{G_{23}^2}\varepsilon_{22}\varepsilon_{33}\right) + \left(\frac{\varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}}{\varepsilon_m^c}\right) \cdot \left[\left(\frac{C_{22}\varepsilon_m^c}{2G_{12}\varepsilon_f}\right)^2 - 1\right] < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (11)$$

纤维拉伸模式 ( $\varepsilon_{11} \geq 0$ ):

$$\begin{cases} f_f^2 = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ f_f^2 = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^t}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (12)$$

纤维压缩模式 ( $\varepsilon_{11} < 0$ ):

$$\begin{cases} f_f^2 = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_f^c}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ f_f^2 = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_f^c}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (13)$$

拉伸分层模式 ( $\varepsilon_{33} \geq 0$ ):

$$\begin{cases} f_1^2 = \left(\frac{\varepsilon_{33}}{\varepsilon_z^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{23}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ f_1^2 = \left(\frac{\varepsilon_{33}}{\varepsilon_z^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{23}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (14)$$

剪切分层模式 ( $\varepsilon_{33} < 0$ ):

$$\begin{cases} f_1^2 = \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{23}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 \geq 1 & \text{失效} \\ f_1^2 = \left(\frac{\varepsilon_{13}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{23}}{\varepsilon_f^1}\right)^2 < 1 & \text{未失效} \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $\varepsilon_f^1, \varepsilon_f^c$  分别为纵向拉伸、压缩强度对应的应变;  $\varepsilon_m^1, \varepsilon_m^c$  分别为横向拉伸、压缩强度对应的应变;  $\varepsilon_z^1$  为厚度方向拉伸强度对应的应变;  $\varepsilon_f^{12}, \varepsilon_f^{13}, \varepsilon_f^{23}$  分别为沿 1-2、1-3、2-3 方向的剪切强度对应的应变;  $f_f, f_m, f_d, f_l$  分别为纤维失效因子、基体拉伸失效因子、基体压缩失效因子和分层失效因子;  $\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}$  分别为 1、2、3 方向的正应变;  $\varepsilon_{12}, \varepsilon_{13}, \varepsilon_{23}$  分别为 1-2、1-3、2-3 方向的剪应变;  $C_{22}, C_{33}$  分别为 2 方向、3 方向的刚度系数。

刚度退化准则采用了连续刚度退化模型,材料刚度退化模型的损伤状态变量 ( $d_j, j = f, m, d, l$ ) 选择指数形式的非线性应变软化率,具体描述如下:

$$d_f = 1 - \frac{\varepsilon_{11}}{f_f} \exp(-C_{11} \varepsilon_{11} f_f) \quad f_f \geq 1 \quad (16)$$

$$d_j = 1 - \frac{\varepsilon_{22}}{f_j} \exp(-C_{22} \varepsilon_{22} f_j) \quad f_j \geq 1 (j = m, d, l) \quad (17)$$

## 2.2 胶层弹塑性模型

本文将胶层用内聚力单元模拟,由于内聚力单元是一层界面单元,单元应力仅包括垂直于界面的法向应力和 2 个面外的剪应力,分别对应胶层受到的剥离和剪切。剥离时胶层受拉,考虑胶层的弹塑性本构,将胶层的应力-应变曲线简化为双线性应力-应变关系,如图 1 所示,其表达式为

$$\sigma_{ad} = \begin{cases} 2920\varepsilon & 0 \leq \varepsilon \leq \varepsilon_s \\ 32.41 + 1311.86(\varepsilon - \varepsilon_s) & \varepsilon_s < \varepsilon \leq \varepsilon_f \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $\sigma_{ad}$  为胶层应力值;  $\varepsilon_s$  为胶层材料屈服应力

对应的应变值;  $\varepsilon_f$  为胶层材料强度极限对应的应变值。

胶层的塑性判定选用工程中常用的 Von-Mises 准则,等效应力表示为

$$\sigma_e = \left(\frac{3}{2} \boldsymbol{\sigma}' : \boldsymbol{\sigma}'\right)^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

式中:  $\boldsymbol{\sigma}'$  为应力偏量,定义为  $\boldsymbol{\sigma}' = \boldsymbol{\sigma} - \frac{1}{3} \text{Tr}(\boldsymbol{\sigma}) \mathbf{I}$ ,

$\boldsymbol{\sigma}$  表示应力张量;  $\boldsymbol{\sigma}' : \boldsymbol{\sigma}'$  二阶张量的计算公式为

$$\boldsymbol{\sigma}' : \boldsymbol{\sigma}' = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 \sigma'_{ij} \sigma'_{ij}。$$

考虑线性各向同性强化,在连续塑性条件下,屈服方程可以表示为<sup>[25]</sup>

$$f(\boldsymbol{\sigma}, p) = \sigma_e(\boldsymbol{\sigma}) - \sigma_{y0} - r(p) \quad (20)$$

式中:  $\sigma_e(\boldsymbol{\sigma})$  为等效应力;  $\sigma_{y0}$  为开始产生屈服时的应力;  $r(p)$  为塑性强化应力,  $p$  为有效塑性应变。

胶层进入塑性阶段后,当塑性强化应力超过胶层材料的强度极限或胶层的剪切应力超过胶层材料的剪切强度时,胶层失效。

## 2.3 力学失效模型的 ABAQUS 实现

目前,针对碳纤维增强复合材料机械连接接头和胶接连接接头的 ABAQUS 分析较多,王佩艳等<sup>[26]</sup>利用 UMAT 模块分析了碳纤维增强复合材料螺栓连接的三维累积损伤问题。姜晓伟等<sup>[27]</sup>在分析配合方式对碳纤维增强复合材料单剪螺栓连接接头刚度的影响时也采用 UMAT 子程序编写复合材料损伤本构模型。本文在分析 FJF 机械连接接头和胶接连接接头时利用 ABAQUS/Standard 求解器,结合相应的复合材料失效准则及刚度折减规律,考虑胶层双线性弹塑性本构关系,编写用户材料子程序 UMAT 进行准静态求解。

由于混合接头不同材料力学性能的差异使得接头在纵向拉伸载荷的作用下呈现较为复杂的力学行为,加之开孔螺栓与各板和胶层之间存在非线性接触,若用 ABAQUS 隐式分析,材料的退化和失效极易造成分析的不收敛,使得结构未达到最大承载能力便停止计算。考虑到基于 ABAQUS/Standard 求解模型产生的不收敛现象,本文利用 ABAQUS/Explicit 模块,编写用户材料子程序 VUMAT 进行准静态求解。

对混合接头进行分析时,胶层失效分析借鉴计算塑性力学中的径向回归法<sup>[25]</sup>,其 VUMAT 流程如图 6 所示。开孔层合板渐进损伤分析 VUMAT 流程如图 7 所示。

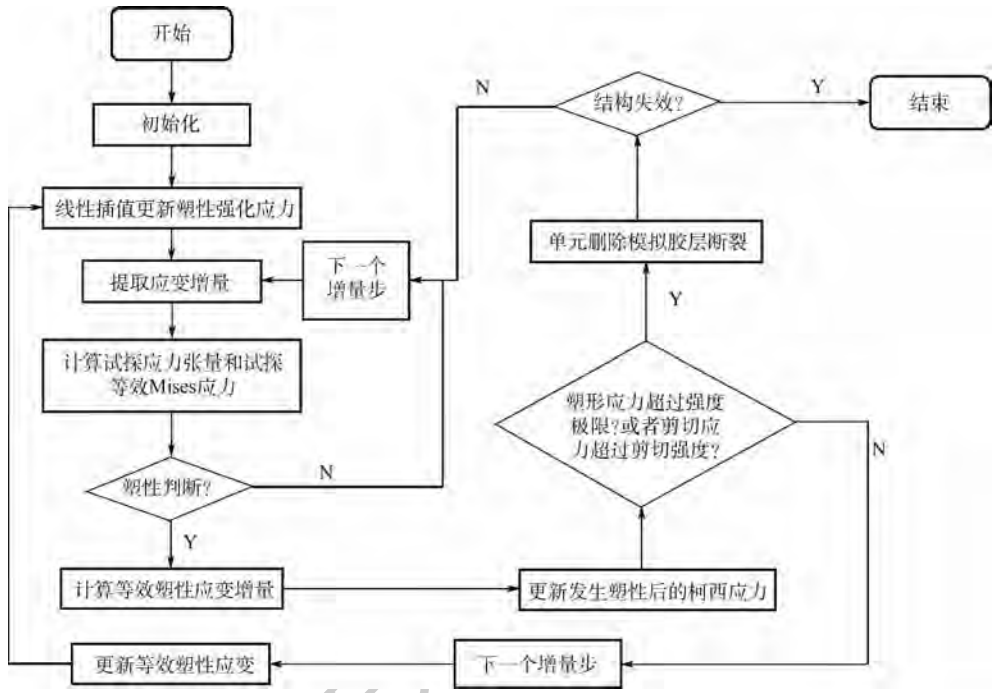


图6 胶层失效分析 VUMAT 流程图

Fig. 6 VUMAT flowchart for failure analysis of the adhesive layer

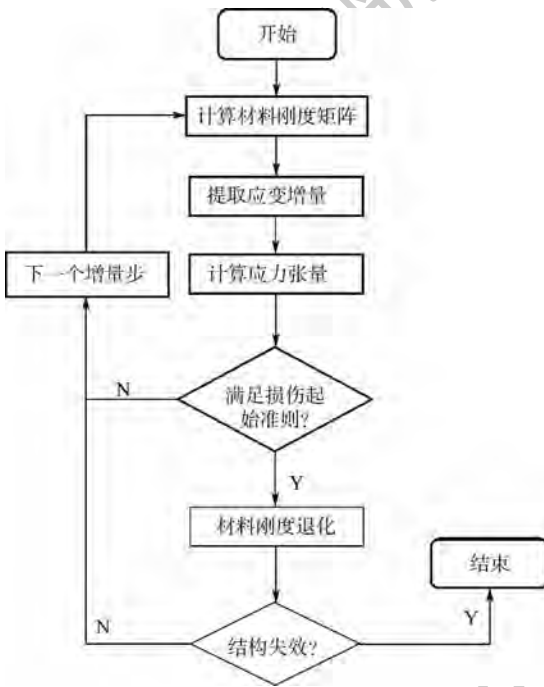


图7 带孔层合板渐进损伤分析 VUMAT 流程图

Fig. 7 VUMAT flowchart for progressive damage analysis of the composite laminate with holes

### 3 结果与分析

3种FJF连接接头的试验拉伸载荷-位移曲线如图8所示。每种接头有效试样为4个,各接头试样的极限载荷平均值统计结果如图9所示。

由图9可知,混合连接接头的平均极限载荷为13.36 kN,相较于胶接连接接头的平均极限载

荷(9.51 kN)提高了40.5%,相较于机械连接接头的平均极限载荷(10.13 kN)提高了31.9%。

FJF连接接头仿真载荷-位移曲线如图10所示。由图10可知,仿真预测的FJF胶接连接接头强度(9.84 kN)与试验测试平均值误差为3.5%;仿真预测的FJF机械连接接头强度(10.40 kN)与试验测试平均值误差为2.7%;仿真预测的FJF混合连接接头强度(13.77 kN)与试验测试平均值误差为3.1%。

各接头的失效模式如图11~图13所示。图11

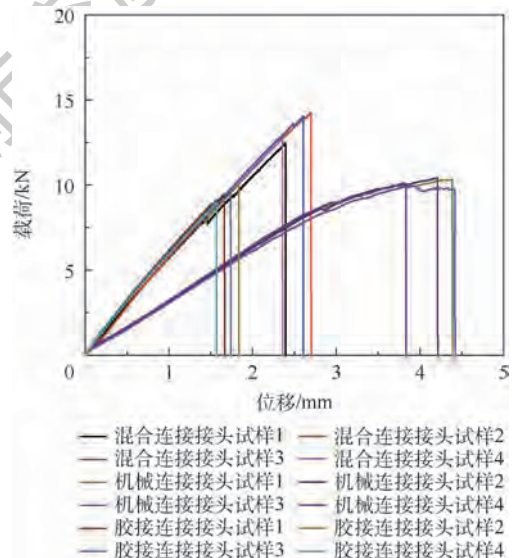


图8 3种FJF连接接头拉伸载荷-位移曲线  
Fig. 8 Tensile load-displacement curves of three kinds of FJF joints

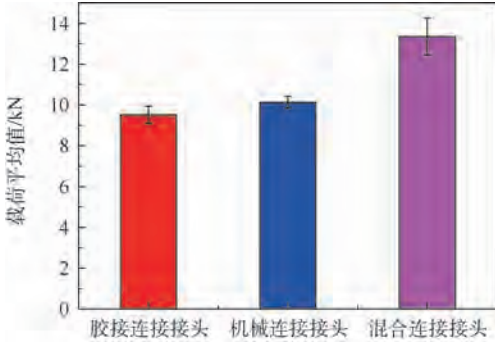
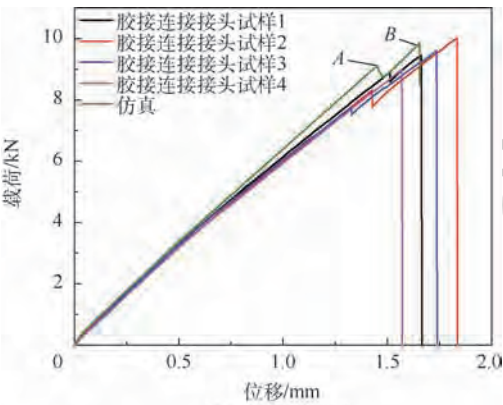
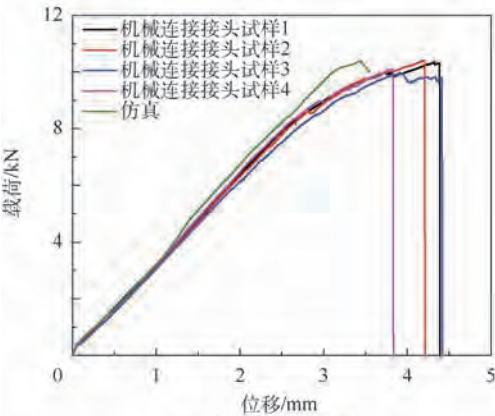


图 9 3 种 FJF 连接接头极限载荷对比

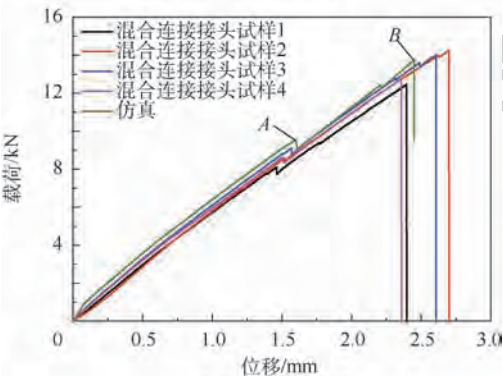
Fig. 9 Ultimate load comparison of three kinds of FJF joints



(a) 胶接连接接头



(b) 机械连接接头



(c) 混合连接接头

图 10 3 种 FJF 连接接头载荷-位移曲线

Fig. 10 Load-displacement curves of three kinds of FJF joints



图 11 FJF 胶接连接接头胶层即将失效时等效塑性应变

Fig. 11 Equivalent plastic strain of FJF bonded joint when adhesive layer is about to fail

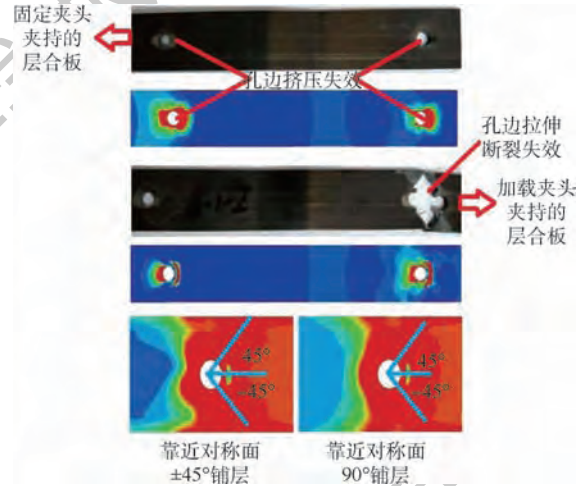


图 12 FJF 机械连接接头失效图

Fig. 12 Failure of FJF bolted joint

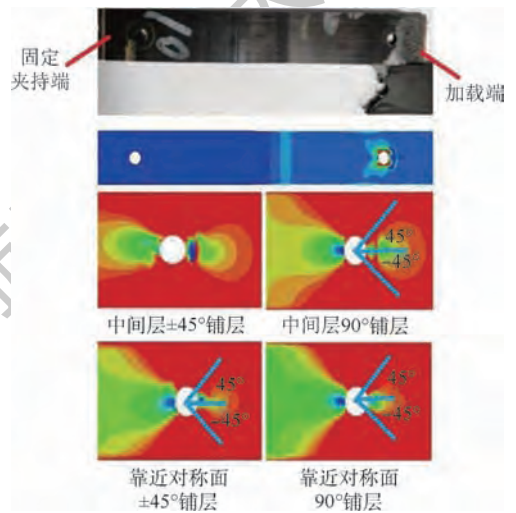


图 13 FJF 混合连接接头失效图

Fig. 13 Failure of FJF hybrid joint

为 FJF 胶接连接接头即将失效时胶层的等效塑性应变图,其中 SDV1 代表等效塑性应变的状态变量,此时接头的失效载荷为 9.81 kN,对应图 10(a)中的 B 点。载荷第一次下降是由于胶层在搭接区端部的开裂,此时接头的失效载荷为 9.10 kN,对应图 10(a)中载荷-位移曲线的 A 点。接

头失效表现为胶层从端部起始沿搭接区域的断裂。

图 12 给出了 FJF 机械连接接头 2 个层合板的整体失效和靠近对称面  $\pm 45^\circ$ 、 $90^\circ$  铺层的孔边失效图。由图中可以看出,接头最终失效表现为加载夹头夹持的层合板靠近加载端的孔边拉伸断裂和远离加载端的孔边挤压失效,拉伸断裂呈现近似  $\pm 45^\circ$  断口;同时,固定夹头夹持的层合板均表现为孔边挤压失效。仿真结果表明  $\pm 45^\circ$  和  $90^\circ$  铺层孔边均出现近似  $\pm 45^\circ$  的断口,与试验失效模式吻合较好。

图 13 给出了 FJF 混合连接接头层合板的整体失效和中间层及靠近对称面  $\pm 45^\circ$ 、 $90^\circ$  铺层的孔边失效图,接头最终失效主要表现为加载夹头夹持的层合板靠近加载端的孔边拉伸断裂,呈现近似  $\pm 45^\circ$  断口,胶层开裂至断口处不再扩展,仿真结果显示  $\pm 45^\circ$  和  $90^\circ$  铺层孔边均出现近似  $\pm 45^\circ$  的断口,此时接头的失效载荷为 13.77 kN,对应图 10(c) 中载荷-位移曲线的 B 点。载荷第一次下降是由于胶层在搭接区端部的开裂,此时接头的失效载荷为 9.54 kN,对应图 10(c) 中载荷-位移曲线的 A 点,数码显微镜记录此时刻的断口形貌如图 14 所示。可以得出,混合接头胶层在端部的开裂载荷相较于胶接接头(9.10 kN)提升了 4.6%,说明螺栓的紧固作用延缓了胶层端部裂纹的萌生。

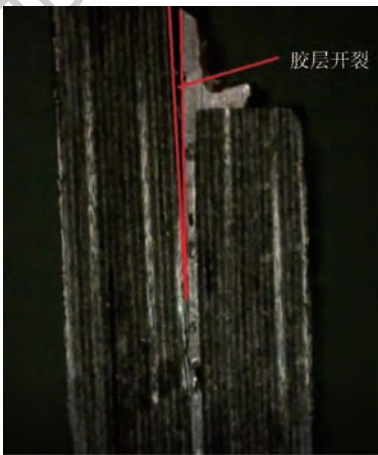


图 14 FJF 混合连接接头载荷第一次下降时  
搭接区端部胶层开裂

Fig. 14 Adhesive layer fracture at the end of overlap zone when load of FJF hybrid joint falls for the first time

## 4 不同水平搭接段长度的影响

研究表明,在一定范围内,增大搭接长度能有效提高胶接接头整体强度<sup>[28-29]</sup>。对于 FJF 接头而言,圆角和折线段长度是确定的,搭接长度的大小

即取决于水平搭接段长度。依据上述模型分别对水平搭接段长度  $L$  为 25 mm 和 35 mm 的 FJF 连接接头进行失效仿真,并结合  $L = 45$  mm 仿真结果,将不同搭接长度接头失效强度统计于表 3。

由表 3 可知,3 种水平搭接段长度下,FJF 混合连接接头相较于胶接连接接头和机械连接接头强度均有提升。随着水平搭接段长度的增加,各接头的强度增加。

由仿真失效模式可知,当  $L = 35$  mm 时,FJF 机械连接接头和混合连接接头均表现为加载夹头夹持的层合板靠近加载端的孔边拉伸断裂,呈现近似  $\pm 45^\circ$  断口。而当  $L = 25$  mm 时,FJF 机械连接接头和混合连接接头均表现为层合板孔边挤压失效。

表 3 不同水平搭接段长度下 FJF 连接接头强度对比

Table 3 Strength comparison of FJF joints under different horizontal lap lengths

水平搭接段长度/mm	胶接接头强度/kN	机械连接接头强度/kN	混合连接接头强度/kN	混合连接接头相较于胶接接头/%	混合连接接头相较于机械连接接头/%
25	9.24	9.38	11.93	+29.1	+27.2
35	9.61	10.03	13.64	+41.9	+36.0
45	9.84	10.40	13.77	+39.9	+32.4

## 5 结论

本文通过试验研究了碳纤维增强复合材料 FJF 连接接头的强度和失效问题,并通过建立拉伸强度预测模型对不同搭接长度下 FJF 连接接头进行失效分析,得到以下结论:

1) 本文所建立的拉伸强度预测模型能较为准确地反映碳纤维增强复合材料 FJF 连接接头的损伤机理,仿真得到的强度值与试验测试平均值的误差均小于 3.5%,具有较好的计算精度。

2) FJF 混合连接接头强度相较于胶接连接接头和机械连接接头均有较大的提升,螺栓在拉伸过程中承担了胶层部分载荷。

3) 随着搭接长度的增加,FJF 连接接头的强度也增大;搭接长度增大到一定程度后,各接头强度增长不显著。

4) 搭接长度较小时,FJF 混合连接接头失效模式表现为胶层沿搭接区的断裂和孔边挤压失效;随着搭接长度的增大,失效模式转变为层合板孔边拉伸断裂和胶层扩展至孔边的断裂。

## 参考文献 (References)

[1] 周伟旭. 碳纤维增强树脂基复合材料在轨道交通车辆车体

- 中的应用与思考[J].城市轨道交通研究,2018(12):10-13.
- ZHOU W X. On the application of carbon fiber reinforced polymer to rail transit composite carbody[J]. Urban Mass Transit, 2018(12):10-13 (in Chinese).
- [2] 彭大伟. 中国中车在全球最大轨道交通展发布新一代碳纤维地铁[EB/OL]. (2018-09-19) [2019-04-23]. <http://www.chinanews.com/cj/2018/09-19/8630913.shtml>.
- PENG D W. CRRC launched a new generation of carbon fiber subway at the world largest rail transit exhibition[EB/OL]. (2018-09-19) [2019-04-23]. <http://www.chinanews.com/cj/2018/09-19/8630913.shtml> (in Chinese).
- [3] 赵丽滨,徐吉峰. 先进复合材料连接结构分析方法[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2015:73-74.
- ZHAO L B, XU J F. Analytic method of joints for advanced composite materials[M]. Beijing: Beihang University Press, 2015:73-74 (in Chinese).
- [4] CHOWDHURY N M, WANG J, CHIU W K, et al. Static and fatigue testing bolted, bonded and hybrid step lap joints of thick carbon fibre/epoxy laminates used on aircraft structures[J]. Composite Structures, 2016, 142:96-106.
- [5] FERNÁNDEZ-CANÑADAS L M, IVÁÑEZ I, SANCHEZ-SAEZ S. Influence of the cohesive law shape on the composite adhesively-bonded patch repair behaviour[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 91:414-421.
- [6] HESHMATI M, HAGHANI R, AL-EMRANI M, et al. On the strength prediction of adhesively bonded FRP-steel joints using cohesive zone modelling[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2018, 93:64-78.
- [7] MATTA S, RAMJI M. Prediction of mechanical behaviour of adhesively bonded CFRP scarf jointed specimen under tensile loading using localised DIC and CZM[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2019, 89:88-108.
- [8] 徐云研,程小全,张纪奎,等. 复合材料蜂窝夹层结构T型接头拉伸性能研究[J]. 工程力学, 2015, 32(7):243-248.
- XU Y Y, CHENG X Q, ZHANG J K, et al. Study on composite honeycomb sandwich structure formed T-joints under tensile load[J]. Engineering Mechanics, 2015, 32(7):243-248 (in Chinese).
- [9] SENTHIL K, AROCKIARAJAN A, PALANINATHAN R. Numerical study on the onset of initiation of debond growth in adhesively bonded composite joints[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2018, 84:202-219.
- [10] JOSEPH A P K, DAVIDSON P, WAAS A M. Open hole and filled hole progressive damage and failure analysis of composite laminates with a countersunk hole[J]. Composite Structures, 2018, 203:523-538.
- [11] YANG Y X, LIU X S, WANG Y Q, et al. A progressive damage model for predicting damage evolution of laminated composites subjected to three-point bending[J]. Composites Science and Technology, 2017, 151:85-93.
- [12] ZHAO L B, YANG W, CAO T C, et al. A progressive failure analysis of all-C/SiC composite multi-bolt joints[J]. Composite Structures, 2018, 202:1059-1068.
- [13] RICCIO A, DI COSTANZO C, DI GENNARO P, et al. Intralaminar progressive failure analysis of composite laminates with a large notch damage[J]. Engineering Failure Analysis, 2017, 73:97-112.
- [14] MARANNANO G, ZUCCARELLO B. Numerical experimental analysis of hybrid double lap aluminum-CFRP joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2015, 71:28-39.
- [15] ARMENTANI E, LAISO M, CAPUTO F, et al. Numerical FEM evaluation for the structural behaviour of a hybrid (bonded/bolted) single-lap composite joint[J]. Procedia Structural Integrity, 2018, 8:137-153.
- [16] 孟毛毛,赵美英,弥晓亮,等. 胶-螺混合连接结构强度分析及影响因素研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2):186-192.
- MENG M M, ZHAO M Y, MI X L, et al. Analysis of the bonded-bolted hybrid composite joints' strength and influences[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2):186-192 (in Chinese).
- [17] KISHORE A N, PRASAD N S. An experimental study of flat-joggle-flat bonded joints in composite laminates[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2012, 35(7):55-58.
- [18] 王毅,冯宪章,李磊,等. 复合材料层合板二次共固化补强胶层失效分析研究[J]. 机械强度, 2012, 34(6):862-867.
- WANG Y, FENG X Z, LI L, et al. Bonding adhesive damage study of the secondary co-cure reinforcement tensile experiment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(6):862-867 (in Chinese).
- [19] MCARTHY M A, MCCARTHY C T, LAWLOR V P, et al. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part I-model development and validation[J]. Composite Structures, 2005, 71(2):140-158.
- [20] ASHITH P K J, PAUL D, ANTHONY M W. Progressive damage and failure analysis of single lap shear and double lap shear bolted joints[J]. Composites Part A, 2018, 113:264-274.
- [21] HU X F, HARIS A, RIDHA M, et al. Progressive failure of bolted single-lap joints of woven fibre-reinforced composites[J]. Composite Structures, 2018, 189:443-454.
- [22] 李占伟. 复合材料层合板损伤失效模拟分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2012:20-21.
- LI Z W. Simulation analysis of composite laminate failure[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012:20-21 (in Chinese).
- [23] TSERPES K I, LABEAS G, PAPANIKOS P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminate[J]. Composite Part B: Engineering, 2002, 33:521-529.
- [24] 李进亚. 复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012:10-11.
- LI J Y. Studies on low-velocity impact damage of composite honeycomb sandwich panel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012:10-11 (in Chinese).
- [25] FIONN D, NIK P. Introduction to computational plasticity[M]. Oxford: Oxford University Press, 2005:175-176.
- [26] 王佩艳,王富生,朱振涛,等. 复合材料机械连接件的三维累积损伤研究[J]. 机械强度, 2010, 32(5):814-818.
- WANG P Y, WANG F S, ZHU Z T, et al. 3D numerical calculation of damage accumulation for composite single bolted joint[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(5):814-818 (in Chinese).

- [27] 姜晓伟,曾建江,曾昭炜,等. 配合方式对复合材料单钉单剪螺栓连接接头刚度的影响及其机制[J]. 复合材料学报, 2016,33(3):589-596.
- JIANG X W, ZENG J J, ZENG S W, et al. Influence and mechanism of fitting mode on stiffness of single-bolt, single-lap composite bolted joint[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2016, 33(3):589-596 (in Chinese).
- [28] 梁祖典,燕瑛,张涛涛,等. 复合材料单搭接胶接接头试验研究与数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014,40(12):1786-1792.
- LIANG Z D, YAN Y, ZHANG T T, et al. Experimental investigation and numerical simulation of composite laminate adhesively bonded single-lap joints[J]. Journal of Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(12):1786-1792 (in Chinese).

- [29] 孙中雷,张国凡. 复合材料胶接接头强度设计研究[J]. 计算机仿真, 2017,34(3):46-50.
- SUN Z L, ZHANG G F. Strength design of adhesively bonded composite double-lap joints[J]. Computer Simulation, 2017, 34(3):46-50 (in Chinese).

#### 作者简介:

许昶 男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计。

刘志明 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:结构疲劳及其可靠性。

## Experimental study and numerical simulation on CFRP flat-joggle-flat joints

XU Chang, LIU Zhiming\*

(School of Mechanical, Electronic and Control Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

**Abstract:** Both experimental tests and numerical simulation were implemented to investigate the strength and failure problem of carbon fiber reinforced plastics (CFRP) flat-joggle-flat (FJF) joints. Based on the commercial finite element analysis software ABAQUS, strength prediction models of the FJF joints were built. Compared with the test results, the failure modes and the carrying capacity of the joints were studied under the tensile load condition. Meanwhile, the effect of the lap length on the joint strength and failure modes was analyzed. The results show that the carrying capacity for each joint predicted by the model has the error value under 3.5%, which illustrates good accuracy with the test results. For different lap lengths, the strength of the FJF hybrid joint is higher than that of the bonded and bolted joint. The strength of each joint increases with the lap length, but tends to flatten when the lap length increases to a certain level. As the lap length is small, the failure of the FJF hybrid joint is manifested by the fracture of the adhesive layer along the lap zone and the bearing failure. For larger lap length, the failure modes are changed into the tensile fracture of the laminated plate near the hole and the fracture of the adhesive layer extending to the hole edge.

**Key words:** carbon fiber reinforced plastics (CFRP); flat-joggle-flat (FJF) joint; finite element analysis; failure; lap length

http://bhxb.buaa.edu.cn      jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0077

# 几何不确定性区间分析及鲁棒气动优化设计



宋鑫<sup>1,2</sup>, 郑冠男<sup>1,2,\*</sup>, 杨国伟<sup>1,2</sup>, 姜倩<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100080;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

**摘 要:** 不确定性因素会导致飞行器偏离预先设计的气动性能, 造成气动性能下降甚至产生严重的后果。针对工程中无法给出准确的几何不确定性概率分布以及跨声速条件下非线性气动问题, 对几何不确定性的非概率参数化建模进行了研究, 并结合 Kriging 模型及最优化方法建立了快速非线性区间分析方法。采用该方法对对称翼型进行不确定性分析, 获得了气动性能参数的定量变化区间。在区间不确定性分析基础上建立了鲁棒优化设计流程。基于区间序关系及区间可能度转换模型将单目标区间不确定性优化问题转化为多目标确定性优化问题, 并采用基于 Pareto 熵的自适应多目标粒子群算法对优化问题进行寻优。考虑几何不确定性以及升力、力矩、面积约束, 以阻力性能为目标对超临界翼型进行了鲁棒优化设计。与确定性优化设计结果对比表明, 确定性优化设计在不确定性因素的影响下易失效, 而鲁棒设计可得到更安全可靠的结果。

**关键词:** 几何不确定性; 非线性区间分析; 直接操作自由变形(DFFD); 气动优化设计; 鲁棒优化设计; 自适应多目标粒子群算法; Kriging 模型

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2019)11-2217-11

航空航天工业中, 飞行器设计的各参数往往被看作确定的量, 但实际上, 工程中是无法避免不确定性存在的。例如飞行器结构设计由于制造水平、测量误差等会造成参数的不确定性, 飞行器飞行环境及载荷作用也会存在更强的不确定性等<sup>[1]</sup>。不确定性因素严重影响了与其相对的确定性设计的精度和可靠度, 因此, 想要获得更可靠更稳定的设计, 必须考虑不确定性因素的影响。考虑不确定性的设计方法主要包括鲁棒(稳健)优化设计方法<sup>[2]</sup>及可靠性优化设计方法<sup>[3]</sup>。鲁棒优化设计旨在降低飞行器性能对不确定因素的灵敏度, 而可靠性设计旨在降低发生故障或失效的概率, 提高飞行器的可靠性。本文主要研究翼型的鲁棒优化设计方法。

与传统的确定性优化相比, 鲁棒优化设计需要在优化过程中不断进行不确定性分析。其主要包括概率方法和非概率方法。概率方法又包括蒙特卡罗(Monte Carlo)方法、泰勒展开、随机展开等, 如徐明等<sup>[4]</sup>采用蒙特卡罗方法对旋翼的最优转速进行了不确定性分析; Salehi 等<sup>[5]</sup>和郭晓敬等<sup>[6]</sup>采用非浸入式混沌多项式方法对离心泵的流程及翼型跨声速随机气动特性等分别进行了不确定性分析; 戴玉婷和杨超<sup>[7]</sup>考虑广义刚度的随机不确定性, 基于浸入式随机展开方法分析了不确定性对颤振边界的影响; Papadimitriou 等<sup>[8]</sup>考虑流动相关参数及几何不确定性, 并采用离散网格技术进行不确定性分析, 对阻力系数目标进行了鲁棒优化设计。概率方法一般要事先给定不确

收稿日期: 2019-03-04; 录用日期: 2019-06-21; 网络出版时间: 2019-07-05 14:46

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190704.1513.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190704.1513.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金(11672303)

\* 通信作者. E-mail: zhengguannan@imech.ac.cn

**引用格式:** 宋鑫, 郑冠男, 杨国伟, 等. 几何不确定性区间分析及鲁棒气动优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2217-2227. SONG X, ZHENG G N, YANG G W, et al. Interval analysis for geometric uncertainty and robust aerodynamic optimization design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2217-2227 (in Chinese).

定性变量的概率分布函数,但是工程中很难获得充足的样本来估计分布函数的参数或验证概率分布函数的合理性,而人为假设又会导致较大的分析误差<sup>[9]</sup>,相比之下获得不确定性因素的取值范围较容易,因此研究人员发展了“基于边界表征”的非概率不确定性方法,其中区间分析方法应用较多。屈小章等<sup>[10]</sup>采用区间方法描述风机翼型的几何不确定性变量,对其气动性能进行了稳健优化设计;Zheng和Qiu<sup>[11]</sup>采用区间分析的方法对考虑不确定性的气动力和气动热进行了分析;张军红和韩景龙<sup>[12]</sup>提出了一种考虑区间不确定性的机翼颤振优化方法。

飞行器生产时本身存在制造误差,在飞行过程中也会由于载荷的作用以及结冰、烧蚀等现象使飞行器气动外形产生局部变化,进而影响气动性能。另外,飞行器跨声速飞行时,流场具有强非线性,几何外形变化对气动性能的影响会更大、更复杂。以往研究中,对几何不确定性变量或采用假设的概率方法描述<sup>[8,13]</sup>,容易造成较大的分析误差;或采用基于特征几何参数的区间描述<sup>[10-11]</sup>,无法表达翼型任意的局部变化。且大多数非概率方法研究均基于区间数运算分析方法,该方法适用于分析函数在不确定区间内为单调函数的情况,不适用于复杂的非线性气动问题。

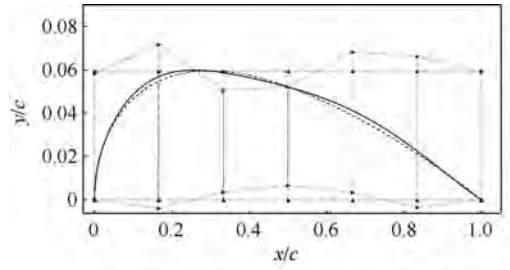
针对以上问题,本文研究了几何不确定性的通用区间描述及快速非线性区间分析方法。在此基础上建立了鲁棒优化设计流程,并通过标准算例验证了方法的有效性。

## 1 区间不确定性分析

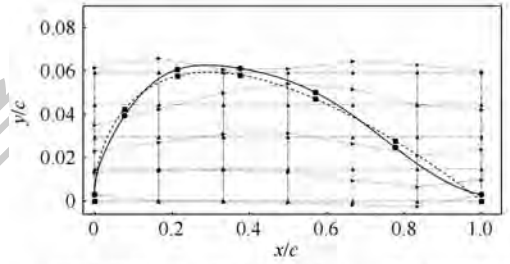
### 1.1 直接操作自由变形参数化方法

采用区间方法进行几何不确定性分析,首先要通过合适的参数化方法建立翼型几何不确定性的区间描述。工程中现已发展出多种翼型参数化方法<sup>[14]</sup>,如类别形状函数变换(Class Shape Transformation, CST)方法、Hicks-Henne型函数法、PARSEC方法、B样条法等。上述方法或通过间接变量描述翼型,或通过如前缘半径、最大厚度位置等特征参数描述,但均无法直接控制翼型上某点的变化,不能灵活表达翼型表面凹凸等局部变形,故不适合描述任意的几何不确定性。本文采用直接操作自由变形(DFFD)方法<sup>[15]</sup>对翼型参数化,以翼型表面点的直接变形为参数建立几何不确定性量区间描述。

对于一般自由变形(FFD)方法,首先在变形物体周围布置控制体,如图1(a)所示,图中, $x/c$



(a) FFD方法变形前后翼型及对应FFD控制点



(b) DFFD方法变形前后翼型、直接操作点及对应FFD控制点

图1 FFD方法及DFFD方法控制翼型变形

Fig. 1 Airfoil deformations controlled by FFD and DFFD methods

为弦向位置, $y/c$ 为纵向位置, $x, y$ 分别为实际弦向及纵向坐标, $c$ 为翼型弦长。然后定义变形物体上各点实际坐标关于局部坐标的函数为

$$\mathbf{x}(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n B_l^i(s) B_m^j(t) B_n^k(u) \mathbf{P}_{i,j,k} \quad (1)$$

式中: $l, m, n$ 为FFD控制体3个方向的阶数; $\mathbf{P}_{i,j,k}$ 为FFD控制点的坐标; $B_l^i(s) = \frac{l!}{i!(l-i)!} s^i (1-s)^{l-i}$ 为Bernstein基函数, $B_m^j(s), B_n^k(s)$ 与此类似。

在定义的局部坐标系中,若FFD控制点的位移量为 $\Delta \mathbf{P}_{i,j,k}$ ,相应可得变形物体上各点的位移量为

$$\Delta \mathbf{x}(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n B_l^i(s) B_m^j(t) B_n^k(u) \Delta \mathbf{P}_{i,j,k} \quad (2)$$

则变形物体上各点的最终位置为

$$\mathbf{x}'(s, t, u) = \mathbf{x}(s, t, u) + \Delta \mathbf{x}(s, t, u) \quad (3)$$

FFD方法虽然变形简单,但变形物面的点和FFD控制点并没有直观的联系,无法通过FFD控制点的变形精确控制物面某点的变形。DFFD方法在FFD方法的基础上发展而来,其不同于一般FFD方法的是除在翼型周围布置控制体和控制点外,在翼型上也布置直接操作点(pilot points)。通过直接操作点的位移反求FFD控制体上控制

点的位移,进而通过 FFD 方法控制翼型的变化。由于将直接操作点的位移作为控制参数,因此可以使用高阶的 FFD 控制体而不增加变量维数。反求的过程可看作求解满足直接操作点位移约束的 FFD 控制点的位移组合,假设直接操作点的位移相互独立, $S_f (f=1, 2, \dots, h)$  为变形前直接操作点的原始坐标, $T_f (f=1, 2, \dots, h)$  为变形后各直接操作点的坐标。由式(2)可得

$$T_f - S_f = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n B_i^l(s) B_j^m(t) B_k^n(u) \delta_{i,j,k} \quad (4)$$

式中: $\delta_{i,j,k}$  为待求的 FFD 控制点的位移。

一般情况下,直接操作点的个数小于 FFD 控制点的个数,故式(4)可能有多个解,此处采用最小二乘法求解,即找到一组解使  $\|T_f - S_f - \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n B_i^l(s) B_j^m(t) B_k^n(u) \delta_{i,j,k}\|$  最小。求得控制点位移后,通过式(2)可求得物面上所有点的位移,进而确定变形后物面各点的位置。DFFD 方法控制变形示意如图 1(b) 所示。

## 1.2 非线性区间分析方法

区间分析方法<sup>[16]</sup>采用区间数学的概念,将每一维不确定量  $v$  表示为区间形式:

$$A^I = [A^L, A^R] = \{v | A^L \leq v \leq A^R, v \in \mathbf{R}\} \quad (5)$$

式中:上标 L、R 分别表示区间、区间下界、区间上界。由区间 2 个端点组成的一对有序实数称为区间数。区间数的中值记作  $A^C = (A^L + A^R)/2$ , 区间半径或离差记作  $A^w = (A^R - A^L)/2$ 。

普通的线性区间函数问题可以通过区间数运算以及区间扩张获得关于自变量的区间函数值,但跨声速条件下的气动问题属于复杂的非线性问题,且没有显式的函数关系。本文通过优化方法进行非线性区间分析,即采用单目标粒子群进化算法,分别进行最大化目标、最小化目标共两次寻优获得目标函数区间的上界和下界。

除采用直接优化进行不确定分析外,本文同时采用构建代理模型结合优化方法进行不确定分析,以提高效率。本文选择具有优异的非线性函数近似能力的 Kriging 模型<sup>[17]</sup>作为代理模型,建立不确定变量与气动性能参数的函数关系。即通过拉丁超立方设计在不确定性变量取值空间选取一定量样本并进行 CFD 计算,通过样本集建立 Kriging 模型,对模型分别进行最大最小化目标寻优。为进一步提高代理模型精度,在初始样本的基础上采用最大均方差准则(MSE)进行加点,即选取当前模型在建模空间内预测均方差最大的点进行精确 CFD 分析并加入到样本集内,重新构建

代理模型。

## 1.3 不确定性分析算例

本文针对 NACA0012 翼型,进行了考虑几何不确定性的阻力性能分析。为简化问题,考虑不确定性时仍保证翼型对称。首先采用 DFFD 方法对上半翼型进行参数化,建立  $10 \times 8$  阶 FFD 控制体,并在翼型上选取 7 个直接操作点,其弦向位置如表 1 所示。为保证前后缘固定,首尾 2 个直接操作点固定,改变其余 5 个直接操作点的  $y$  向位移以控制翼型变化,因此共有 5 个不确定性变量,其变化范围均为  $[-0.0015, 0.0015]$ 。采用粒子群算法优化求解时,除粒子的位置和速度约束在变化范围内,无其他约束。

翼型的阻力预测采用课题组自主研发的基于 Navier-Stokes 方程的并行 CFD 求解器<sup>[18]</sup>,湍流模型采用  $k-\omega$  两方程模型,空间离散采用二阶格式,时间推进采用 LU-SGS 方法,网格采用美国国家航空航天局(NASA)提供的  $449 \times 129$  标准网格。图 2 为马赫数 0.7、迎角  $4^\circ$ 、雷诺数  $4.06 \times 10^6$  条件下,计算压力系数  $C_p$  分布与试验数据<sup>[6]</sup> 的比较,计算精度可满足要求。

不确定分析算例采用工况为迎角  $0^\circ$ ,马赫数 0.85,该条件下计算得阻力系数为 0.053 8。首

表 1 直接操作点  $x$  方向位置

Table 1 Position of pilot points in  $x$  direction

序号	$x/c$
1	0
2	0.077
3	0.214
4	0.377
5	0.571
6	0.777
7	1.0

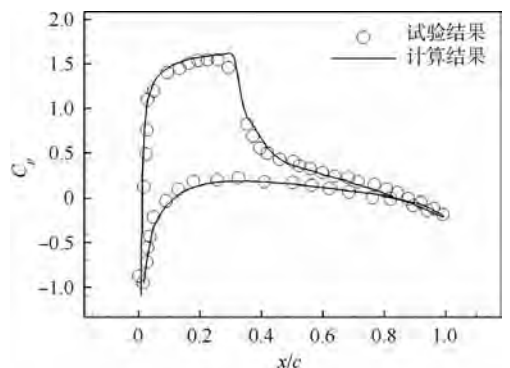


图 2 NACA0012 翼型计算与试验压力分布比较  
Fig. 2 Comparison of pressure distribution between computation and experiment for NACA0012 airfoil

先采用 20 个初始样本建立了阻力系数与不确定变量的 Kriging 模型 (Kriging 模型 1)。在此基础上又加点 7 次,重新构建模型 (Kriging 模型 2)。在不确定性变化区间内随机选取 80 个样本使用模型进行预测并采用精确 CFD 分析进行验证,以检验代理模型精度,样本阻力系数的相对误差如图 3 所示,采用 20 个初始样本建立代理模型,相对误差最大为 5.47%,加点 7 次后,最大相对误差减小为 2.24%,该精度可以满足工程应用。

为验证不确定性分析的准确性,采用蒙特卡罗方法进行不确定性分析,即在设计空间内选取 200 个随机样本进行精确 CFD 分析并统计,并与上述 3 种结果对比,直接优化、Kriging 模型优化与蒙特卡罗方法结果比较如图 4 所示。结果表明直接优化方法具备较高的精度,只通过 20 个初始样本构建 Kriging 模型,得到的结果与直接优化结果存在一定误差,通过加点重建 Kriging 模型,误差进一步减小。直接优化中每一步所有 CFD 分析可并行进行,建立代理模型的 20 个初始样本也可并行进行 CFD 分析,但加点过程无法并行进行,故 3 种方法的分析结果、相对误差、CFD 计算次数、并行计算时间比较如表 2 所示。其中,采用 Kriging 模型 1 最大相对误差小于 5%,而分析效率可提高 95%。3 种方法得到的阻力系数变化区间上下界对应的翼型及压力分布如图 5 所示,由图中可以看出,各方法得到的翼型相似。

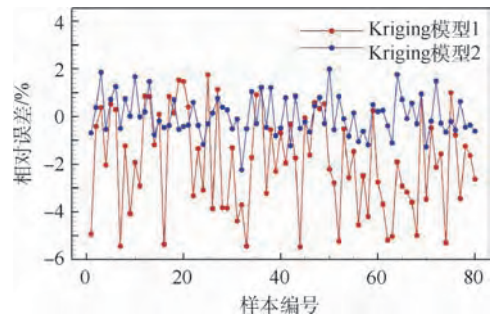


图 3 Kriging 模型阻力系数相对误差

Fig. 3 Drag relative coefficient errors of Kriging models

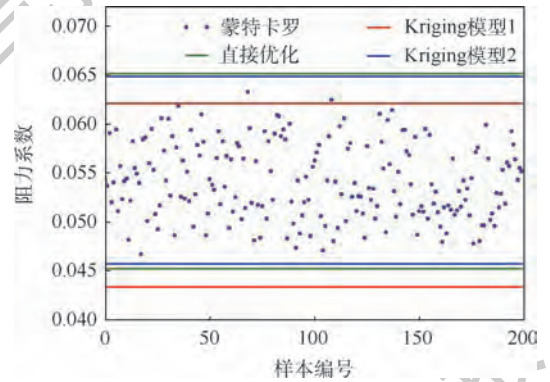


图 4 直接优化、Kriging 模型优化与蒙特卡罗方法结果比较

Fig. 4 Comparison of results among direct optimization, Kriging model optimization and Monte Carlo method

表 2 3 种方法的分析结果、误差、CFD 计算次数、计算时间比较

Table 2 Comparison of analysis results, errors, CFD calculation times and computing time among three methods

方法	最大阻力系数	最大阻力系数相对误差/%	最小阻力系数	最小阻力系数相对误差/%	CFD 计算次数	并行计算时间/min
直接优化	0.065 130 3		0.045 239 2		800	500
Kriging 模型 1	0.062 065 8	-4.70	0.043 378 6	-4.10	20	25
Kriging 模型 2	0.064 807 12	-0.49	0.045 706 3	1.03	27	200

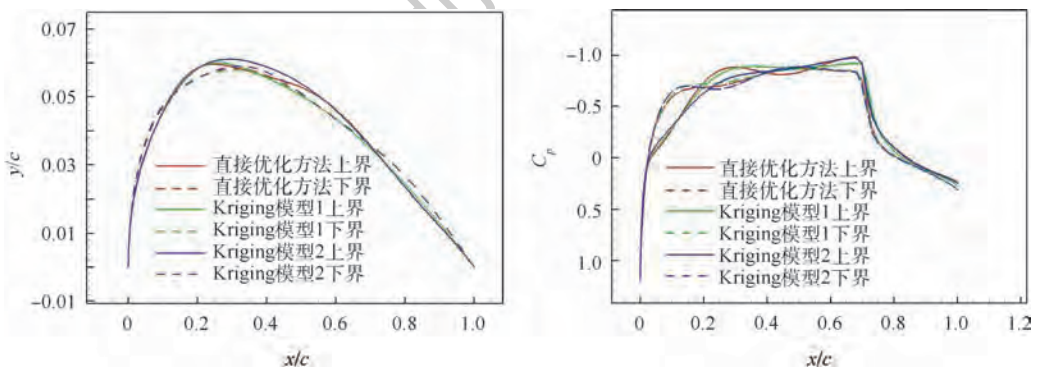


图 5 阻力系数变化区间上下界对应的翼型及压力分布

Fig. 5 Airfoils and pressure distribution corresponding to upper and lower bounds of drag coefficient variation interval

## 2 鲁棒优化设计

### 2.1 优化算例

本文采用 RAE2822 翼型优化设计标准算例, 流场求解采用前述的 CFD 求解器。优化问题描述为

$$\begin{cases} \min C_D(\mathbf{X}) \\ \text{subject to: } C_L = 0.824 \\ C_M \geq -0.092 \\ A_a \geq A_{\text{initial}} \\ \mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \in \mathbf{V} \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $C_D$  为阻力系数目标;  $\mathbf{X}$  为描述翼型几何的  $n$  维设计变量;  $\mathbf{V}$  为设计空间; 考虑升力系数  $C_L$ 、俯仰力矩系数  $C_M$  以及面积  $A_a$  约束,  $A_{\text{initial}}$  为 RAE2822 翼型的面积, 大小为 0.077 873。计算工况为马赫数 0.734, 雷诺数  $6.5 \times 10^6$ 。图 6 为迎角  $2.79^\circ$  条件下该翼型的计算与试验压力分布比较结果。

首先对该问题进行传统的确定性优化。通过试验, 采用 DFFD 方法对翼型进行参数化时, 若参数的变化范围较大, 极易使翼型产生大的波动, 从而不具备翼型的基本几何特征, 类似问题也出现在其他直接以物面点位移参数化的方法中<sup>[19]</sup>。因此, DFFD 方法虽可以直接控制翼型表面变形, 但并不适合较大空间内的翼型参数化建模, 故本文采用 CST 方法对翼型进行参数化, 作为确定性的设计变量, 翼型上下部分分别采用 5 阶 CST 参数化。由于进行 CFD 计算时直接改变迎角进行定升力计算, 因此假设升力系数等式约束直接成立, 实现时, 给定阈值  $[0.823, 0.825]$ , 检测升力系数稳定收敛到阈值内结束计算。不等式约束处理采用罚函数法, 约束函数值计算式为

$$\begin{cases} g_1 = -\min(C_M + 0.092, 0) \\ g_2 = -\min(A_a - A_{\text{initial}}, 0) \times 3.0 \end{cases} \quad (7)$$

优化算法采用单目标粒子群算法, 优化结果以及 RAE2822 翼型计算结果如表 3 所示,  $\alpha$  为

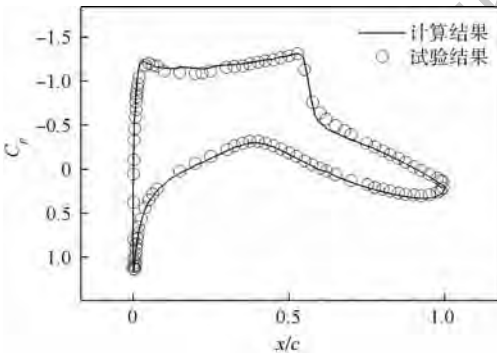


图 6 RAE2822 翼型计算与试验压力分布比较

Fig. 6 Comparison of pressure distribution between computation and experiment for RAE2822 airfoil

迎角。对本文的优化结果与其他文献<sup>[19-21]</sup>进行了对比, 数值结果如表 4 所示, 图 7 为优化后的翼型对比, 图 8 为优化后压力分布对比, 本文优化后阻力系数下降 35.9%, 且满足各项约束。与其他文献结果对比, 在基本相同的设计变量个数下, 本文取得了较好的结果。

表 3 RAE2822 翼型及优化翼型的计算结果

Table 3 Computing results of RAE2822 and optimized airfoils

翼型	$C_D$	$\alpha / (^\circ)$	$C_L$	$C_M$	$A_a$
RAE2822	0.021 12	2.753 77	0.824 89	-0.102 3	0.077 87
优化翼型	0.013 54	2.842 63	0.824 49	-0.091 6	0.078 04

表 4 优化翼型与其他文献结果对比

Table 4 Comparison of optimization results between optimized airfoil and other works

翼型	设计变量数目	优化后阻力系数减小
优化翼型	12	0.007 58
Amoignon-FFD <sup>[19]</sup>	11	0.006 88
Amoignon-RBF <sup>[19]</sup>	15	0.007 54
Anderson <sup>[20]</sup>	14	0.007 2
Poole <sup>[21]</sup>	10	0.008 13

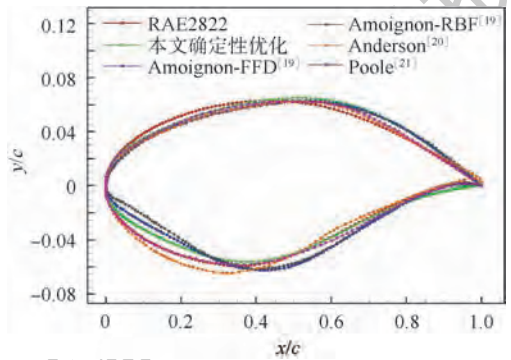


图 7 优化后翼型对比

Fig. 7 Comparison of optimized airfoils

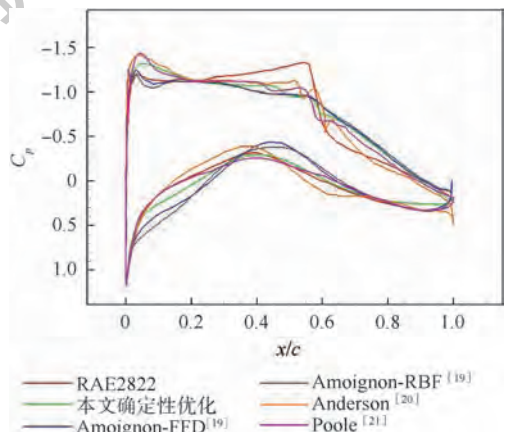


图 8 优化后翼型压力分布对比

Fig. 8 Pressure distribution comparison of optimized airfoils

## 2.2 鲁棒优化设计方法

在2.1节算例的基础上考虑翼型几何的区间不确定性,问题(6)可描述为

$$\begin{cases} \min C_D(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \\ \text{subject to: } C_L(\mathbf{X}, \mathbf{U}) = 0.824 \\ C_M(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \geq -0.092 \\ A_a(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \geq A_{\text{initial}} \\ \mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \in V \\ \mathbf{U} \in \mathbf{U}^1 = [\mathbf{U}^L, \mathbf{U}^R] \\ U_i \in U_i^1 = [U_i^L, U_i^R] \quad i = 1, 2, \dots, q \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{U}$ 为 $q$ 维不确定向量,用 $q$ 维区间向量 $\mathbf{U}^1$ 表示。目标函数和约束函数均为不确定变量 $\mathbf{U}$ 的连续函数,故其可能取值也构成区间形式,而不是确定值,因此,上述问题无法通过传统的确定性优化方法求解。

鲁棒优化设计中,将不确定性变量导致的目标性能区间作为设计目标,因此在优化过程中,需比较不同样本的目标性能区间的大小。本文中,利用 $\leq_{c_w}$ 区间序关系<sup>[16]</sup>比较2个区间 $A^1$ 和 $B^1$ 的大小,对于最小化问题其定义如下:

$$\begin{cases} A^1 \leq_{c_w} B^1 & \text{当且仅当 } A^c \geq B^c \text{ 和 } A^w \geq B^w \\ A^1 <_{c_w} B^1 & \text{当且仅当 } A^1 \leq_{c_w} B^1 \text{ 和 } A^1 \neq B^1 \end{cases}$$

区间约束函数采用区间可能度模型转换为确定性约束函数。对于形如 $g_i(\mathbf{X}, \mathbf{U}) \leq b_i^1$ 的区间不确定性约束,可转换为如下确定不等式约束:

$$P(g_i^1(\mathbf{X}) \leq b_i^1) \geq \lambda_i \quad (9)$$

式中: $g_i^1(\mathbf{X})$ 为约束函数 $g_i(\mathbf{X}, \mathbf{U})$ 在 $\mathbf{X}$ 处由不确定性造成的可能取值区间; $b_i^1$ 为不确定约束的区间约束值; $0 \leq \lambda_i \leq 1$ 为一预先给定的可能度水平。式(9)表示函数 $g_i^1(\mathbf{X})$ 满足约束的可能度即概率不小于给定的可能度水平。“ $\geq$ ”型不等式约束以及等式约束均可转换为“ $\leq$ ”型不等式约束再计算可能度。根据两区间的所有可能位置关系,具体的区间可能度模型如式(10),当某一区间退化为实数时,仍然适用。

$$P(A^1 \leq B^1) = \begin{cases} 0 & A^L \geq B^R \\ \frac{B^R - A^L}{2(A^R - A^L)} \cdot \frac{B^R - A^L}{B^R - B^L} & B^L \leq A^L < B^R \leq A^R \\ \frac{B^R - A^L}{2(A^R - A^L)} + \frac{B^L - A^L}{A^R - A^L} & A^L < B^L < B^R \leq A^R \\ \frac{B^L - A^L}{A^R - A^L} + \frac{A^R - B^L}{A^R - A^L} \cdot \frac{B^R - A^R}{B^R - B^L} + \frac{A^R - B^L}{2(A^R - A^L)} \cdot \frac{A^R - B^L}{B^R - B^L} & A^L < B^L \leq A^R < B^R \\ \frac{A^R - A^L}{2(B^R - B^L)} + \frac{B^R - A^R}{B^R - B^L} & B^L \leq A^L < A^R < B^R \\ 1 & A^R < B^L \end{cases} \quad (10)$$

通过以上区间序关系以及基于区间可能度的约束转换方法,单目标优化问题(8)可转换为以阻力性能区间中值 $C_D^c$ 和半径 $C_D^w$ 为目标的多目标优化问题(11),即

$$\begin{cases} \min (C_D^c(\mathbf{X}, \mathbf{U}), C_D^w(\mathbf{X}, \mathbf{U})) \\ \text{subject to: } P(C_L^1(\mathbf{X}) = 0.824) \geq \lambda_1 \\ P(-C_M^1(\mathbf{X}) \leq 0.092) \geq \lambda_2 \\ P(-A_a^1(\mathbf{X}) \leq -A_{\text{initial}}) \geq \lambda_3 \\ \mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \in V \\ \mathbf{U} \in \mathbf{U}^1 = [\mathbf{U}^L, \mathbf{U}^R] \\ U_i \in U_i^1 = [U_i^L, U_i^R] \quad i = 1, 2, \dots, q \end{cases} \quad (11)$$

如2.1节所述,升力系数等式约束自动满足,其他约束采用罚函数法处理,则问题(11)进一步转换为无约束优化问题:

$$\begin{cases} \min (f^c(\mathbf{X}, \mathbf{U}), f^w(\mathbf{X}, \mathbf{U})) \\ \mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \in V \\ \mathbf{U} \in \mathbf{U}^1 = [\mathbf{U}^L, \mathbf{U}^R] \\ U_i \in U_i^1 = [U_i^L, U_i^R] \quad i = 1, 2, \dots, q \end{cases} \quad (12)$$

$$f^c(\mathbf{X}, \mathbf{U}) = C_D^c(\mathbf{X}, \mathbf{U}) + \max(0, -(P(-C_M^1(\mathbf{X}) \leq 0.092) - \lambda_2)) + \max(0, -(P(-A_a^1(\mathbf{X}) \leq -A_{\text{initial}}) - \lambda_3))$$

$$f^w(\mathbf{X}, \mathbf{U}) = C_D^w(\mathbf{X}, \mathbf{U}) + \max(0, -(P(-C_M^1(\mathbf{X}) \leq 0.092) - \lambda_2)) + \max(0, -(P(-A_a^1(\mathbf{X}) \leq -A_{\text{initial}}) - \lambda_3))$$

本文基于区间不确定性分析及自适应多目标粒子群算法,建立了考虑几何区间不确定性的鲁棒优化设计方法,求解上述优化问题,其流程如图9所示。

## 2.3 自适应多目标粒子群算法

本文采用粒子群算法具有形式简洁、收敛快速以及参数调节机制灵活等优点。在粒子群算法中,一个粒子 $i$ 可由位置向量 $\mathbf{x}_i = [x_{i,1}, x_{i,2}, \dots, x_{i,d}]^T \in \mathbf{R}^d$ 和速度向量 $\mathbf{v}_i = [v_{i,1}, v_{i,2}, \dots, v_{i,d}]^T \in \mathbf{R}^d$ 表示,其中 $i = 1, 2, \dots, N, N$ 为种群中的粒子个数, $d$ 为设计变量的维数。粒子在进化过程中根据式(13)更新速度和位置:

$$\begin{cases} \mathbf{v}_i(t+1) = \omega \mathbf{v}_i(t) + c_1 r_1 (\mathbf{pbest}_i - \mathbf{x}_i(t)) + c_2 r_2 (\mathbf{gbest} - \mathbf{x}_i(t)) \\ \mathbf{x}_i(t+1) = \mathbf{x}_i(t) + \mathbf{v}_i(t+1) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $t$ 为迭代次数; $\omega \geq 0$ 为惯性权重; $c_1, c_2$ 为加

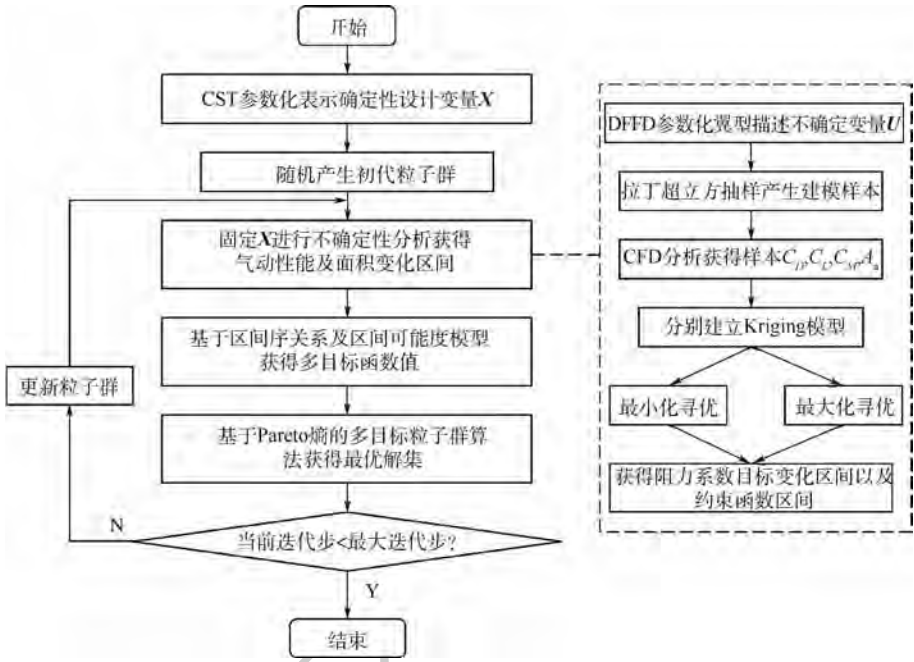


图 9 考虑几何不确定性的鲁棒优化设计流程

Fig. 9 Robust optimization design process considering geometric uncertainties

速系数;  $r_1, r_2$  为在  $[0, 1]$  上均匀分布的随机数;  $\mathbf{pbest}_i$  为第  $i$  个粒子的历史个体最优解;  $\mathbf{gbest}$  为群体的全局最优解。为避免陷入局部最优,可采用精英学习策略进行局部极值扰动,精英学习率为  $L_i$ 。本文自适应多目标粒子群算法基于 Pareto 熵表示 Pareto 前缘的分布均匀性,间接表示种群的多样性。优化迭代时, Pareto 前缘发生变化,相应的 Pareto 熵也发生变化,故可以采用差熵表示 Pareto 前缘重新分布范围的大小,通过差熵可以推测当前种群发现新解的能力,估计种群所处的进化状态包括收敛状态、多样化状态及停滞状态,进而调整参数  $\omega, c_1, c_2, L_i$  以设计适应当前状态的勘探和开采策略。

优化算法的具体流程如图 10 所示,文献[22]采用此优化算法对不同测试算例进行了验证,并与其他常用多目标优化算法进行了对比,结果显示该算法总体上具有更好的多样性和收敛性。

## 2.4 结果分析

采用 2.2 节鲁棒优化设计方法对问题(12)优化。几何不确定性变量仍采用 DFFD 方法参数化产生,对超临界翼型的上半部分和下半部分分别进行参数化,各布置 7 个直接操作点,采用  $16 \times 12$  阶控制体,直接操作点及控制体建立如图 11 所示。翼型前缘和后缘的直接操作点仍保持固定,故共 10 个不确定性变量,变化区间仍为

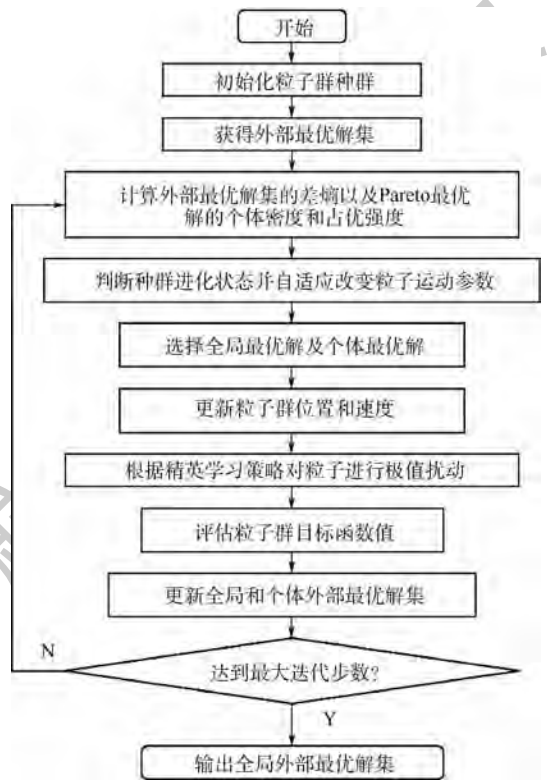


图 10 基于 Pareto 熵的多目标粒子群算法

Fig. 10 Multi-objective particle swarm algorithm based on Pareto entropy

$[-0.0015, 0.0015]$ 。为提高计算效率,对计算精度与计算时间进行折中,选取通过 25 个初始样本构建 Kriging 模型的方式进行阻力系数及力矩系数的不确定性分析,直接优化的方式进行翼型面积的不确定分析。代理模型精度校验得阻力系

数预测的最大误差为 7.4%，力矩系数预测的最大误差为 0.63%。多目标优化所得 Pareto 解集如图 12 所示。

由于多目标优化中粒子群容量及进化步数设置较小,且跨声速问题机理复杂,所得的 Pareto 前缘不甚明显,但工程中只需选取一个或几个最优解即可,故选取图中 Pareto 前缘的一点作为本次鲁棒优化的最优解,并对最优翼型进行 CFD 分析,得其阻力系数  $C_D$ ;同时采用相同的参数化及

代理模型建立方法对确定性优化得到的最优翼型及初始 RAE2822 翼型进行一次不确定性分析,其相关数值如表 5 所示。2 种优化方法得到的最优翼型及对应压力分布如图 13 所示。对 RAE2822 翼型及最优翼型进行不确定性分析,得到阻力目标、力矩与面积约束区间上下界对应的翼型及压力分布,如图 14 所示。

首先从优化翼型的 CFD 计算结果可看出,无论是确定性优化还是鲁棒优化最优翼型的阻力系数较初始 RAE2822 翼型均有较大程度的下降。从翼型几何和对应压力分布情况来看,优化使得翼型上表面前缘下降后缘抬升,造成前缘吸力峰值更高,但减弱了激波强度,从而减小阻力。确定性优化结果较鲁棒优化结果激波更平缓,阻力更小。从考虑阻力及其他约束的综合不确定性分析的结果来看,原始 RAE2822 翼型以及确定性优化的区间半径目标  $f^w$  较鲁棒优化结果差距很大,但从表 5 也可看出,区间中值目标  $f^c$  与 CFD 计算结果  $C_D$  相差较大,说明不确定分析结果  $f^w$  和  $f^c$  较大主要是由约束函数造成的。

图 15 为不确定分析时各采样样本的目标函数和约束函数值比较,该结果一定程度上可显示优化目标和各约束对不确定分析结果的影响。其中阻力系数结果显示,确定性优化结果的整体阻力系数较低且变化区间较小,但从力矩和面积约束的结果可看出,确定性优化的结果均在一定程度上违反了约束,而鲁棒优化结果则基本满足约束。这是因为确定性优化时,由于目标和约束的冲突,所得最优结果一般分布在约束边缘,当考

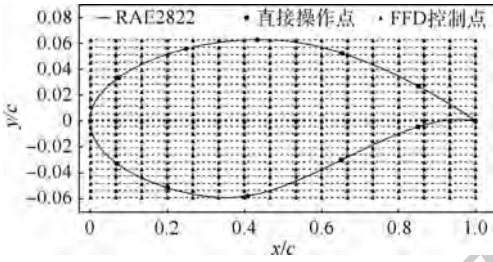


图 11 直接操作点及 FFD 控制体

Fig. 11 Pilot points and FFD control body

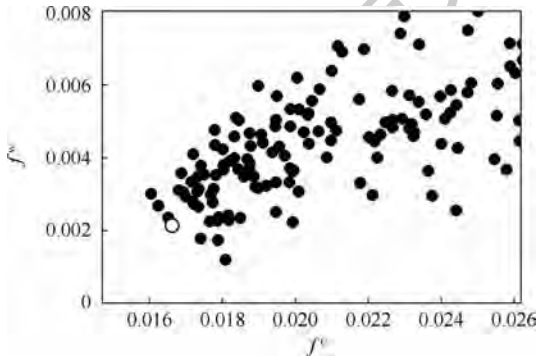


图 12 多目标鲁棒优化的 Pareto 解集

Fig. 12 Pareto set of multi-objective robust optimization

表 5 优化结果比较

Table 5 Optimization result comparison

翼型	$C_D$	$f^c$	$f^w$	$C_L$	$C_M$	$A_a$
RAE2822 翼型	0.021 127	0.033 261	0.015 527	0.824 888	-0.102 279	0.077 873
确定性优化最优翼型	0.013 546	0.024 063	0.010 529	0.824 487	-0.091 623	0.078 044
鲁棒优化最优翼型	0.015 634	0.016 627	0.002 096	0.823 707	-0.083 295	0.082 126

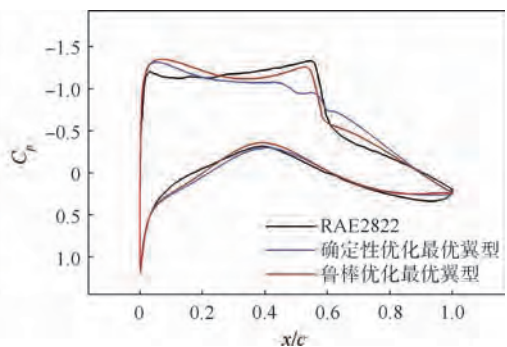
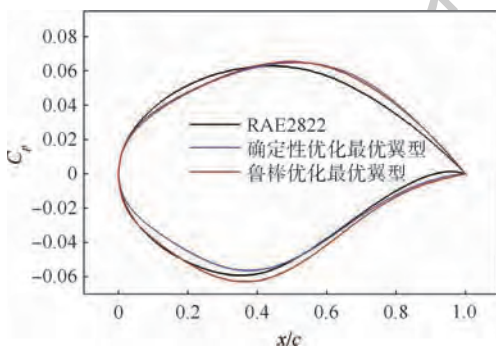


图 13 优化所得最优翼型及压力分布比较

Fig. 13 Optimized airfoils and pressure distribution comparison

考虑不确定性因素时,极易违反约束。由此可见,本文鲁棒优化流程考虑了不确定性对优化目标及约束的影响,相对确定性优化,得到了综合鲁棒性更

强的结果。实际操作中,也可以根据决策者对各优化目标和约束的偏好,灵活设定约束惩罚函数因子,得到更理想的结果。

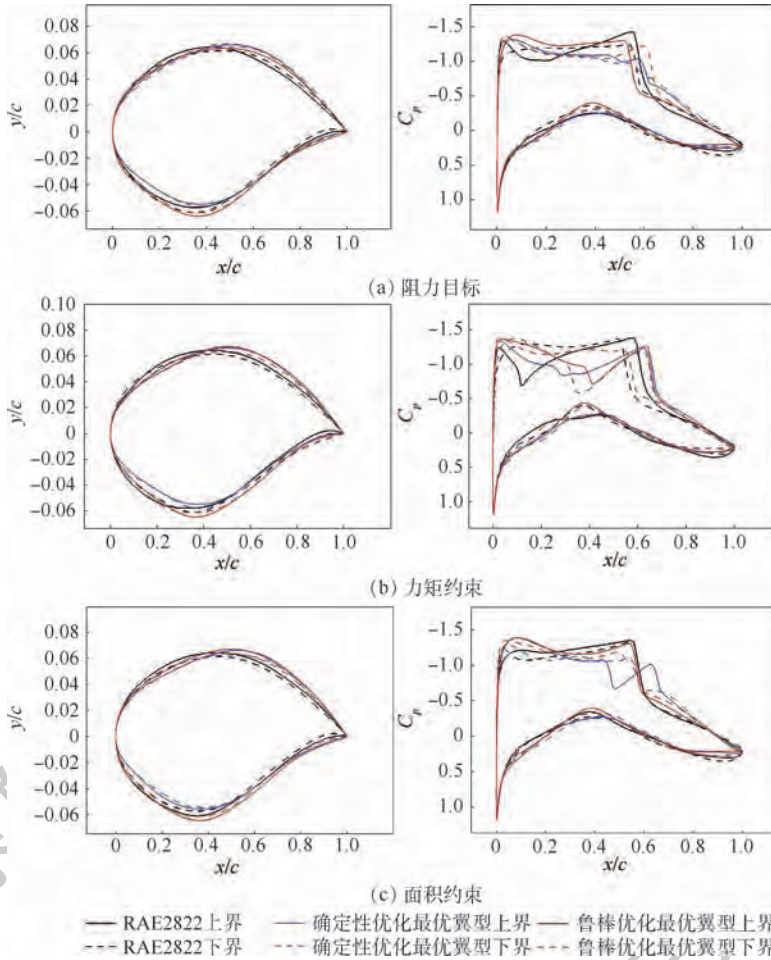


图 14 目标及约束区间上下界对应的翼型及压力分布

Fig. 14 Airfoils and pressure distribution corresponding to upper and lower bounds of objective and constraint intervals

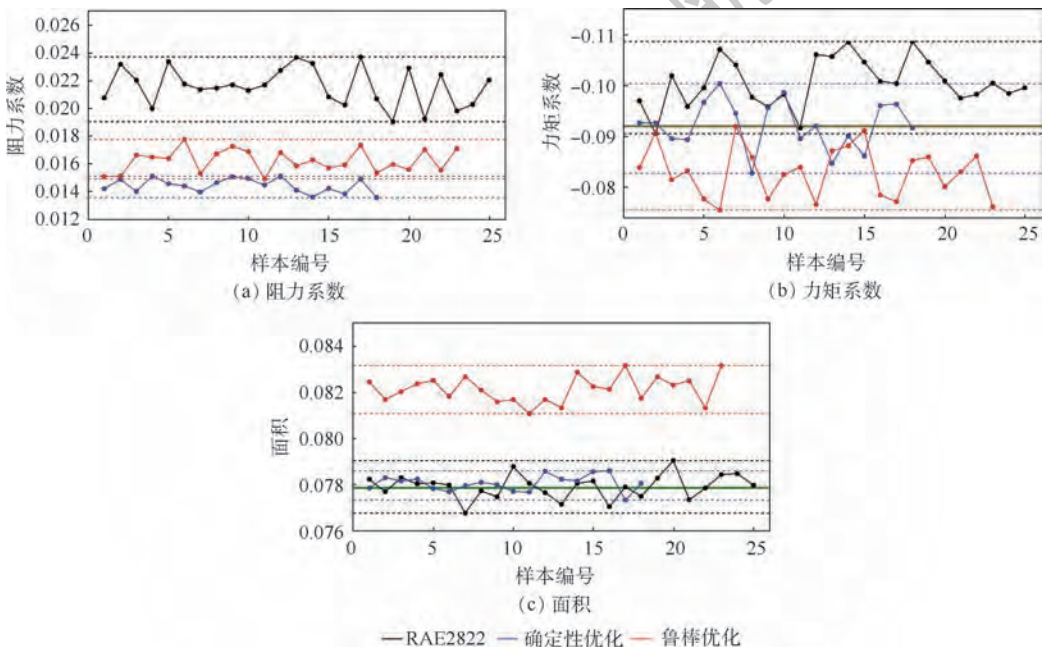


图 15 不确定分析采样样本的阻力系数、力矩系数及面积对比

Fig. 15 Drag coefficient, moment coefficient and area comparison of samples for uncertainty analysis

### 3 结 论

1) 对 NACA0012 翼型的阻力系数性能进行了跨声速条件下考虑几何不确定性的快速非线性区间分析。通过建模方法与直接分析方法对比,最大误差在 5% 以内,而分析效率可提高 95%。

2) 以跨声速条件下 RAE2822 翼型的阻力性能为目标,并考虑升力、力矩及面积约束,分别进行了翼型的确定性优化设计及鲁棒气动优化设计。确定性优化所得最优翼型较初始翼型阻力减小 35.9%,且严格满足各项约束,同等精度下优于其他文献结果。鲁棒优化所得最优翼型较初始翼型和确定优化最优翼型,其鲁棒性得到了大幅提高。分析总体优化目标各项可知,本次优化结果主要通过降低违反约束的概率提高鲁棒性,通过调节阻力目标与其他约束的罚函数因子,可得到偏好不同的结果。

#### 参考文献 (References)

- [1] 宋述芳,吕震宙,张伟伟,等.机翼气动弹性的随机不确定性分析研究[J].振动工程学报,2009,22(3):228-231.  
SONG S F, LV Z Z, ZHANG W W, et al. Random uncertainty of aeroelastic system [J]. Journal of Vibration Engineering, 2009, 22(3):228-231 (in Chinese).
- [2] 李焦赞,高正红.气动设计问题中确定性优化与稳健优化的对比研究[J].航空计算技术,2010,40(2):28-31.  
LI J Z, GAO Z H. Comparison computation of deterministic optimization and robust optimization in aerodynamic design [J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(2):28-31 (in Chinese).
- [3] BAE H R, GRANDHI R, CANFIELD R. Reliability-based design optimization under imprecise uncertainty: AIAA-2005-2069 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [4] 徐明,李建波,彭名华,等.基于不确定性的旋翼转速优化直升机参数设计[J].航空学报,2016,37(7):2170-2179.  
XU M, LI J B, PENG M H, et al. Parameter design of helicopter with optimum speed rotor based on uncertainty optimization [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7):2170-2179 (in Chinese).
- [5] SALEHI S, RAISEE M, CERVANTES M J, et al. On the flow field and performance of a centrifugal pump under operational and geometrical uncertainties[J]. Applied Mathematical Modelling, 2018, 61:540-560.
- [6] 邬晓敬,张伟伟,宋述芳,等.翼型跨声速气动特性的不确定性及全局灵敏度分析[J].力学学报,2015,47(4):587-595.  
WU X J, ZHANG W W, SONG S F, et al. Uncertainty quantification and global sensitivity analysis of transonic aerodynamics about airfoil [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(4):587-595 (in Chinese).
- [7] 戴玉婷,杨超.考虑随机型不确定性的浸入式颤振求解方法[J].航空学报,2014,35(8):2182-2189.  
DAI Y T, YANG C. Intrusive flutter solutions with stochastic uncertainty [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8):2182-2189 (in Chinese).
- [8] PAPANIMITRIOU D I, PAPANIMITRIOU C. Aerodynamic shape optimization for minimum robust drag and lift reliability constraint [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 55:24-33.
- [9] ELISHAKOFF I. Discussion on: A non-probabilistic concept of reliability [J]. Structural Safety, 1995, 17(3):195-199.
- [10] 屈小章,刘桂萍,韩旭,等.基于区间的风机系统翼型气动性能不确定性优化[J].中国科学:技术科学,2017,47(9):955-964.  
QU X Z, LIU G P, HAN X, et al. Uncertain optimum design of aerodynamic performance of fan with interval uncertainty [J]. SCIENTIA SINICA Technologica, 2017, 47(9):955-964 (in Chinese).
- [11] ZHENG Y N, QIU Z P. Uncertainty propagation in aerodynamic forces and heating analysis for hypersonic vehicles with uncertain-but-bounded geometric parameters [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77:11-24.
- [12] 张军红,韩景龙.含区间不确定性参数的机翼气动弹性优化[J].振动工程学报,2011,24(5):461-467.  
ZHANG J H, HAN J L. Aeroelasticity optimization of wing including interval uncertainty parameters [J]. Journal of Vibration Engineering, 2011, 24(5):461-467 (in Chinese).
- [13] PISARONI M, LEYLAND P, NOBILE F. A multi level Monte Carlo algorithm for the treatment of geometrical and operational uncertainties in internal and external aerodynamics: AIAA-2016-4398 [R]. Reston: AIAA, 2016.
- [14] 张德虎,席胜,田鼎.典型翼型参数化方法的翼型外形控制能力评估[J].航空工程进展,2014,5(3):281-295.  
ZHANG D H, XI S, TIAN D. Geometry control ability evaluation of classical airfoil parametric methods [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(3):281-295 (in Chinese).
- [15] 陈颂,白俊强,孙智伟,等.基于 DFFD 技术的翼型气动优化设计[J].航空学报,2014,35(3):695-705.  
CHEN S, BAI J Q, SUN Z W, et al. Aerodynamic optimization design of airfoil using DFFD technique [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3):695-705 (in Chinese).
- [16] 姜潮,韩旭,谢慧超.区间不确定性优化设计理论与方法[M].北京:科学出版社,2017:6-40.  
JIANG C, HAN X, XIE H C. Interval uncertain optimization design: theory and methods [M]. Beijing: Science Press, 2017:6-40 (in Chinese).
- [17] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J].航空学报,2016,37(11):3197-3225.  
HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11):3197-3225 (in Chinese).
- [18] 郑冠男,邓守春,韩同来,等.基于混合网格 Navier-Stokes 方程的并行隐式计算方法研究[J].应用力学学报,2011,28(3):211-218.  
ZHENG G N, DENG S C, HAN T L, et al. An implicit parallel

- computing method based on the Navier-Stokes equations with hybrid grids[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(3):211-218 (in Chinese).
- [19] AMOIGNON O, HRADIL J, NAVRATIL J. Study of parameterizations in the project CEDESA: AIAA-2014-0570 [R]. Reston: AIAA, 2014.
- [20] ANDERSON G R, NEMEC M, AFTOSMIS M J. Aerodynamic shape optimization benchmarks with error control and automatic parameterization: AIAA-2015-1719 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [21] POOLE D J, ALLEN C B, RENDALL T. Control point-based aerodynamic shape optimization applied to AIAA ADODG test cases: AIAA-2015-1947 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [22] 胡旺, YEN G G, 张鑫. 基于 Pareto 熵的多目标粒子群优化算法[J]. 软件学报, 2014, 25(5):1025-1050.
- HU W, YEN G G, ZHANG X. Multiobjective particle swarm optimization based on pareto entropy [J]. Journal of Software, 2014, 25(5):1025-1050 (in Chinese).
- 作者简介:**  
宋鑫 女, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性、优化设计。  
郑冠男 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 计算流体力学、气动弹性。  
杨国伟 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学、气动弹性。

## Interval analysis for geometric uncertainty and robust aerodynamic optimization design

SONG Xin<sup>1,2</sup>, ZHENG Guannan<sup>1,2,\*</sup>, YANG Guowei<sup>1,2</sup>, JIANG Qian<sup>1,2</sup>

(1. Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China; 2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Uncertainties will make aircraft deviate from the designed aerodynamic performance, resulting in the decrease in aerodynamic performance and even destruction. Due to the problem that the probability distribution of geometric uncertainty cannot be given in engineering and nonlinear aerodynamic problem in transonic flows, the non-probabilistic parametric modeling of geometric uncertainty is studied, and the fast nonlinear interval analysis method is established in combination with Kriging model and optimization method. The effects of geometric uncertainties on a symmetric airfoil are analyzed using the above method, and the quantitative variation range of aerodynamic performance is obtained. Based on interval uncertainty analysis, a robust optimization design process is established. The single-objective interval uncertainty optimization problem was transformed into deterministic multi-objective optimization problem based on the order relation and possibility degree model of interval number, and the optimization problem was solved by adaptive multi-objective particle swarm optimization which is based on Pareto entropy. The robust optimization design is implemented for the supercritical airfoil with the drag objective as well as lift, moment and area constraints under geometric uncertainties. The results compared with deterministic optimization design show that deterministic design is prone to failure under the influence of uncertainties, while the robust design is more secure and reliable.

**Keywords:** geometric uncertainty; nonlinear interval analysis; directly manipulated free-form deformation (DFFD); aerodynamic optimization design; robust optimization design; adaptive multi-objective particle swarm optimization algorithm; Kriging model

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0118

# 空间站在轨维修操作复杂度评价及试验验证



葛祥雨, 黄杰, 周前祥\*, 柳忠起

(北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 在轨维修是维持空间站在太空特殊环境安全运行的必要手段, 太空特殊环境和空间站结构特点决定了空间站在轨维修任务的复杂度。在轨维修操作复杂度关系到空间站维修方案的优化、维修计划的制定、货运飞船的安排、航天员培训和空间站可维修性设计。然而, 针对空间站在轨维修操作复杂度的评价研究较少。因此, 提出了空间站在轨维修操作复杂度的概念, 考虑了维修固有复杂度和外部影响因子 2 个方面, 基于信息熵理论建立了复杂度评估模型。固有复杂度包括维修操作逻辑、维修动作规模、维修人机界面和维修操作知识, 并借助信息熵完成以上 4 个方面的量化; 外部影响因子包括操作空间、有无维修工具、时间压力、视觉遮挡和航天服影响, 并利用分级打分制予以量化。为验证模型的有效性, 基于地面模拟舱开展了 12 类产品维修验证试验, 采集了受试者的维修动作及时间。实验数据分析表明, 提出的模型能够较好地预测产品的维修耗时(相关系数为 0.82), 并能较为合理地对空间站在轨维修操作复杂度进行量化分级。为在轨维修的开展、维修方案的评价、航天员乘组训练与安排和空间站设计更改提供方法指导。

**关键词:** 空间站; 在轨维修; 维修操作复杂度; 复杂度评估; 信息熵

**中图分类号:** V19

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2019)11-2228-09

中国将于 2022 年左右建成支撑中国空间科学研究的空间站, 在轨运营 10 年以上。预计 2028 年, 达到使用寿命的国际空间站(International Space Station, ISS)将退役, 届时只有中国空间站在轨服役。国际空间站近 30 年的成功经验表明空间站的安全健康运行不得不依靠大量的在轨维修来维持<sup>[1]</sup>。空间站处于真空、高辐射和失重等严酷环境, 其结构功能设计的特点决定了空间站在轨维修的复杂性。Angelini 和 Costa<sup>[2]</sup>指出空间站在轨维修非常复杂, 因此必须考虑各要素配置、要求的操作能力、维修任务时间安排、必要的工具及支持设备和空间环境引起的各种约束等方面因素。

空间站在轨维修操作的复杂性关系到空间站

完整且安全的运营, 中国空间站已进入工程研制阶段, 相关的维修任务开展、维修手册的制定与优化、航天员训练与乘组安排、货运飞船发射计划和空间站维修性设计对这种复杂性提出了较高的要求。

任务复杂度被公认为影响及预测人的工作效率和行为的重要的任务特征, 但至今并没有统一的概念<sup>[3]</sup>。本文针对空间站在轨维修复杂性开展研究, 为了表征和量化在轨维修的复杂性, 考虑空间站作业的特殊性, 将空间站在轨维修操作复杂度(Maintenance Operation Complexity, MOC)定义为航天员按规定要求完成维修任务时所承受的工作负荷程度, 是航天员基于任务所需执行的作业操作难度产生工作绩效的综合累积。

收稿日期: 2019-03-20; 录用日期: 2019-06-21; 网络出版时间: 2019-07-02 10:45

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1557.007.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1557.007.html)

\* 通信作者. E-mail: zqyg@sjtu.edu.cn

**引用格式:** 葛祥雨, 黄杰, 周前祥, 等. 空间站在轨维修操作复杂度评价及试验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2228-2236. GE X Y, HUANG J, ZHOU Q X, et al. Evaluation of space station on-orbit maintenance operation complexity and its experimental validation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2228-2236 (in Chinese).

在与航天任务复杂度研究中,美国国家航空航天局(NASA)对航天任务的复杂度组成和复杂度度量进行研究,从多维角度对航天任务复杂度进行了主观评价。但主观评价法一般采用专家主观评价的方法,其准确度低、可延续性差,需要大量人力。张宜静等<sup>[4-5]</sup>基于熵值法对航天应急故障操作程序进行复杂度研究,在深入分析航天应急故障操作特点的基础上,提出4个复杂度度量子指标,这些子指标分别为操作步骤规模复杂度、操作逻辑复杂度、操作仪器信息复杂度和任务信息复杂度,从不同角度为操作复杂度定量。然后根据熵值法原理,分别对4个子指标进行度量,并汇总得到操作复杂度度量值,最后通过训练数据对比,对提出的复杂度度量方法进行比较和验证。可为避免操作程序设计不当导致的工作负荷增加以及航天员训练时间分配和多人协同工作负荷分配提供定量依据。

在工程应用领域,国内外学者对复杂度评价进行了深入的研究。基于信息熵复杂度评价方法广泛应用于软件、战场抢救抢修方案<sup>[6]</sup>、电气故障诊断<sup>[7]</sup>、舰艇动力装置应急维修作业<sup>[8]</sup>和装配系统的复杂度评价<sup>[9]</sup>;在探究核电厂数字主控制室(MCR)对任务复杂性的影响时,引入了复杂度调查问卷的方法<sup>[10]</sup>;一般来讲,系统的复杂性与系统耦合性和内聚度密切相关,系统内聚性越高,耦合性越低,则系统的复杂性越低,因此可以采用耦合性与内聚度的比值大小来描述系统的视角和数学方法描述和研究客观事物,更加趋近复杂系统的真实属性与状态的描述,更加符合客观事物的多样性与复杂性<sup>[11-13]</sup>;任务复杂度(Task Complexity, TACOM)法在核电厂应急操作规程(EOP)复杂度评估中得到广泛应用<sup>[14-16]</sup>。

综上所述,信息熵用以消除系统的不确定度,在工程领域有着广泛的应用,且在航天中也得到了初步的应用。在空间站型号任务要求急迫的背景下,本文基于信息熵量化4个维度的维修固有属性,充分考虑影响在轨维修的外部因子搭建空间站在轨维修复杂度量化评价模型,利用该模型分析量化某型空间站初样舱的12类产品的理论维修复杂度,并基于支持向量机方法对维修复杂度等级进行分类。中国空间站的可靠性、维修性与安全性(RMS)及工效学联合专家组指出航天员在轨工作时间是非常宝贵的资源,维修性设计要考虑维修耗时问题。为实现产品维修耗时的预测,基于地面现场的试验条件开展地面验证试验,利用理论计算的维修复杂度和试验获取的维修时

长进行回归分析,从而实现在轨维修耗时的预测。

## 1 在轨维修操作复杂度评估模型

考虑到舱内和舱外在轨维修的环境差异,且航天员实施舱外维修时需穿着航天服,所以分别对舱内和舱外在轨维修操作复杂度评估进行建模。无论舱外还是舱内维修,其维修的固有复杂度是相同的,而差别主要体现在外部影响因素上。因此,从维修固有复杂度和外部环境因子2个方面搭建在轨维修操作复杂度评估模型

### 1.1 维修固有复杂度

张宜静等<sup>[4]</sup>对航天员及其训练者进行操作复杂度因子识别的问卷调查的结果表明操作数量、操作逻辑、操作基本信息和监视器/控制器的数量及类型影响空间操作,并指出微重力和航天员个体差异等外部影响因素会影响航天员空间操作。蒋英杰等<sup>[17]</sup>在进行行为形成因子(PSF)分类方法研究时将操作者知识经验、设备产品显示与控制特性、任务数量与任务可用时间等因子纳入PSF体系。Darisipudi<sup>[18]</sup>进行任务复杂度建模和Endsley等<sup>[19]</sup>研究情景意识时都将动作或者元操作的数量视为影响任务复杂度的重要因素。Braarud<sup>[20]</sup>在评估主观任务复杂度和负荷时认为时间压力和知识要求关系到任务复杂度和负荷。

综合考虑空间站在轨作业的特性及上述观点,本文从维修操作逻辑、维修动作规模、维修人机界面和维修操作知识支持4个维度计算维修固有复杂度。维修操作逻辑指为了完成产品维修的思维逻辑,由一阶熵量化计算 $MOC_1$ ,表征维修方案的逻辑复杂度;维修动作规模指完成整个维修操作所需的基本动作数量,计算其二阶熵 $MOC_2$ ,可反映出航天员为完成维修需付出的肢体负荷,基本动作指将维修方案的每一个步骤包含的必须由航天员通过肢体动作来完成的行为;通常认为,在维修方案中,将需要航天员进行指令输入、定力矩安装螺钉和观察仪表读数时视为维修人机界面,以表现人机交互程度,需计算其二阶熵 $MOC_3$ ;维修操作知识支持指航天员在开展某个维修操作或动作时所需要的专业知识,计算其二阶熵 $MOC_4$ 。固有复杂度的计算参考TACOM的整体任务复杂度<sup>[16]</sup>,即

$$MOC = \sqrt{\sum_{x=1}^4 (\delta_x \cdot MOC_x)^2} \quad (1)$$

式中: $MOC_x$ ( $x=1,2,3,4$ )分别代表维修操作逻辑、维修动作规模、维修人机界面和维修操作知识

支持4个维度的固有复杂度,其值的计算参考一/二阶熵的计算方法<sup>[21]</sup>;  $\delta_i$  为以上4个固有复杂度的权重系数。

### 1.2 外部影响因子

研究表明操作空间影响航天员的操作<sup>[4]</sup>,在某些产品的维修时狭小的操作空间会限制航天员肢体的伸展,延缓维修速度。借助维修操作工具能够完成裸手无法完成的操作,工具的便利性还能够加快维修的进度。某些特殊的产品受维修姿势和其他产品的干涉,使得航天员在进行维修时可视性不好,使得航天员不得不依靠感觉或借助辅助设备来实施维修以至于降低维修效率。航天员在轨可用时间是宝贵的资源,国际空间站的航天员乘组主要将时间分配在创造性的研究工作和空间站维修上,过多的维修需求会影响航天员的研究工作,进而影响或者减缓任务的总体目标的完成<sup>[22-23]</sup>。在航天员可用时间一定的情况下,随着承担的维修任务增加,航天员的时间压力不断增加,加重航天员负荷的同时,还会增加航天员误操作的风险。因此,将操作空间、维修工具、视线遮挡和时间压力作为影响舱内和舱外在轨维修的外部影响因子。

基于维修固有复杂度和外部影响因子,舱内维修操作复杂度模型的结构如图1所示。

穿着航天服会降低关节活动能力,尤其是航天手套会削弱手指抓握能力和指尖力<sup>[24-25]</sup>,导致操作性能下降,容易诱发航天员疲劳。所以,舱外维修操作复杂度模型考虑了航天服的影响,如图2所示。

因为外部影响因子作用在维修动作上,所以考虑环境因子的影响施加在动作控制图的每一个节点。假定某个产品的维修动作图有  $m$  层节点相串联,对于某一层节点  $i$ ,又有  $n$  个节点相并联,一个节点对应一个基本维修动作,如图3所示。

对于  $i$  层节点 ( $i = 1, 2, \dots, m$ ) 的影响因子计

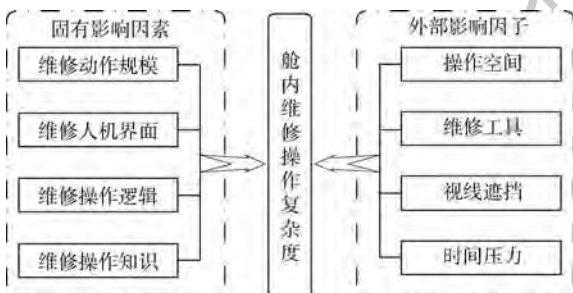


图1 舱内维修操作复杂度模型的结构

Fig.1 Structure of operational complexity model for intravehicular maintenance

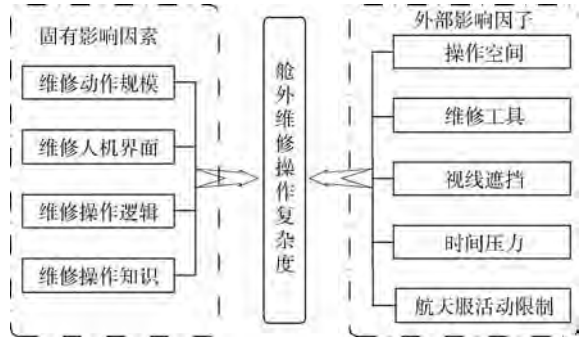


图2 舱外维修操作复杂度模型的结构

Fig.2 Structure of operational complexity model for extravehicular maintenance

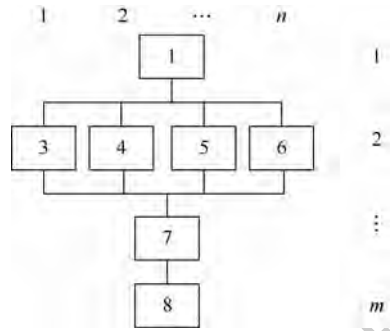


图3 维修动作控制图

Fig.3 Maintenance action control chart

算,分2种情况。

1) 只有一个节点,假定其有  $L$  个影响因素,每个影响因素的影响因子值为  $K_{ij}$  ( $j = 1, 2, \dots, L$ ),则该层节点的影响因子  $K_i$  为

$$K_i = \sqrt{\prod_{j=1}^L K_{ij}} \quad (2)$$

2) 该层有  $n$  个节点,每个节点的外部影响因子可用式(2)计算,对于该层节点总的影响因子  $K_i$  为

$$K_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n K_{ij} \quad (3)$$

那么,整个复杂度网络的外部影响因子  $K$  为

$$K = \sqrt{\prod_{i=1}^m K_i} \quad (4)$$

最终,舱内在轨维修操作复杂度  $MOC_{in}$  为

$$MOC_{in} = K \cdot MOC \quad (5)$$

### 1.3 模型计算步骤

模型的计算涉及固有复杂度和外部影响因子。首先依据维修手册,绘制维修操作逻辑、维修动作规模、维修人机界面和维修操作知识支持的网络图;接着,依据网络图计算各个维度的一阶熵或二阶熵<sup>[21]</sup>然后利用式(1)计算出整体的固有复杂度。

针对维修动作规模图的各个节点,分别计算外部影响因子在该节点的综合影响因子权重,按照式(4),计算出最终的外部影响因子权重。最后,按照式(5)计算出最终维修操作复杂度。

### 1.4 固有复杂度网络图的绘制规则

航天某院提供的产品维修方案分为:维修前准备、维修前状态设置、进入维修点、拆卸寿命到期或故障产品、安装维修备件、维修后状态设置与确认和维修后恢复 7 个处理内容。模型计算只分析涉及航天员操作的“拆卸寿命到期或故障产品”和“安装维修备件”两部分内容。

#### 1) 维修动作规模图的绘制与计算

绘制作规模网络图时需定义基本动作,将维修方案的每一个步骤包含的必须由航天员通过肢体动作来完成的行为视为基本动作。这样,在绘制作规模图时,主要根据表 1 所示的舱内或舱外维修识别出维修方案中的基本动作,将每个动作抽象为一个节点绘制相应的动作控制图。

以上动作库可能没有完全覆盖所有产品的基

表 1 舱内与舱外维修操作基本动作库

Table 1 Basic action library for intravehicular and extravehicular maintenance operations

编号	舱内动作库	舱内动作库详情	舱外动作库	舱外动作库详情
1	工具拆螺钉	利用工具拆卸起到紧固作用的螺钉	电动拆螺钉	利用工具拆卸起到紧固作用的螺钉
2	工具装螺钉	利用工具拧紧起到紧固作用的螺钉	电动装螺钉	利用工具拧紧起到紧固作用的螺钉
3	徒手拨插件	徒手断开通信或输电的电缆插头	徒手拨插件	徒手断开通信或输电的电缆插头
4	徒手装插件	徒手连接通信或输电的电缆插头	徒手装插件	徒手连接通信或输电的电缆插头
5	徒手拨管路	徒手断开输送气液的管路	工具拨插件	利用工具断开通信或输电的电缆插头
6	徒手装管路	徒手连接输送气液的管路	工具装插件	利用工具连接通信或输电的电缆插头
7	工具拆管路	利用工具断开输送气液的管路	传递物品	航天员之间传递物品
8	工具装管路	利用工具连接输送气液的管路	人员移动	航天员从 1 点移动至 2 点
9	设备对位	备件对准安装位置	设备对位	备件对准安装位置

本动作,后续可以根据实际情况进行补充修改。

#### 2) 维修人机界面图的绘制与计算

将维修方案中需要航天员进行指令输入、定力矩安装螺钉和观察仪表读数视为维修人机界面。因航天员只针对某一设备进行上述操作,不存在某种逻辑关联。在绘制人机界面图时,将航天员进行指令输入、定力矩安装螺钉和观察仪表读数视为单机操作。那么,维修人机界面图的绘制应满足如下要求:将产品维修视为人机界面图 1 级节点 S;每一个单机界面视为人机界面图 2 级节点,其输入为 1 级节点。维修人机界面图的结构如图 4 所示。

#### 3) 维修操作逻辑图的绘制与计算

操作逻辑指完成产品维修的思维逻辑,维修方案的操作逻辑图就是将“拆卸寿命到期或故障产品”和“安装维修备件”处理内容的逻辑细化。基本操作逻辑指为了达到某一维修目的而实施的操作,将每一个基本操作逻辑看作一个节点,按照基本操作逻辑的关系进行节点的串并行绘制。

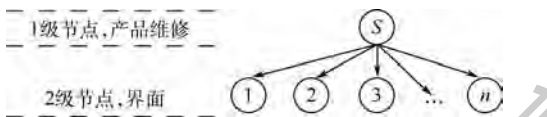


图 4 维修人机界面图

Fig. 4 Chart of maintenance man-machine interface

#### 4) 维修操作知识支持图的绘制与计算

维修操作知识图的绘制类似于人机界面图,维修操作知识支持指航天员在开展某个维修操作或动作时所需的专业知识。将产品维修看作操作知识支持 1 级节点 S。每一个需要维修操作知识支持的操作视为单机操作,为 2 级节点,单机操作间不存在逻辑关系,输入节点为 1 级节点 S。具体的需要知识支持的动作为 3 级节点,输入节点为 2 级节点。维修操作知识支持图的结构布局见图 5。

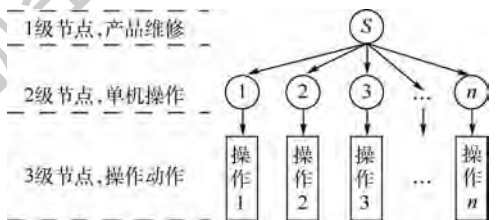


图 5 维修操作知识支持图

Fig. 5 Chart of task knowledge supporting

### 1.5 外部影响因子的量化

利用层次分析和专家打分法量化外部影响因子的权重,最终舱内和舱外外部影响因子取值如表 2 所示。舱外维修时,航天服对航天员维修能力的限制,通过各影响因子的权重大小来体现。

表2 舱内与舱外维修外部影响因子的度量

Table 2 Measurement of external influence factors for intravehicular and extravehicular maintenance

影响因子	影响程度	权重(舱内)	权重(舱外)
不受限		1	2
操作空间 $f_1$	一般受限	1.5	3
	严重受限	3	5
	有工具	0.5	2.5
维修工具 $f_2$	徒手操作容易	1	5
	徒手操作难	2	10
	不遮挡	1	3
视线遮挡 $f_3$	一般遮挡	1.5	4.5
	严重遮挡	3	7
	随动作数量 $y$		
时间压力 $f_4$	增加呈指数增长	$f_4 = e^{4400} \cdot 2 + \frac{1}{120} - \frac{113}{13200}$	$f_4 = e^{4000} \cdot 2 + \frac{7}{500} - \frac{57}{4000}$

## 2 维修试验设计与结果分析

为了验证模型的有效性,并实现利用产品的维修操作复杂度和维修耗时预测在轨维修时长,基于地面模拟舱设计开展验证试验。航天某院依据维修时长对产品的进行了初步维修难度分级。为了能够涵盖不同维修难度,挑选了简单、难和较难3个维修等级,每个等级包括4个产品,共12类舱内产品作为试验对象,招募现场具有中等操作水平的操作工人作为受试者,采集产品维修时长、维修复杂度及其主观评价数据。

### 2.1 试验步骤

#### 1) 试验前期准备

试验开始前,需要完成12类舱内产品的维修动作分解,方便记录每个维修动作耗时。并利用本文提出的模型计算出12类产品的理论维修复杂度,以备后续对比分析。为了保证试验的顺利开展,还需针对每个产品编写试验流程。为方便记录试验数据以及每个产品的维修概况,需要提前制作数据记录表。

#### 2) 试验开展

① 受试者进入舱内维修现场。

② 主试向受试者讲解试验流程及注意事项。

③ 按照维修手册要求和主试的指令,受试者按照各产品试验流程,逐一完成舱内维修操作各动作,主试记录各个维修动作所用时间以及完成每个维修动作是否使用工具,视觉遮挡、维修姿势和操作空间的情况。

④ 每一个产品的维修结束,主试询问受试者的主观感受,做好相应记录。

### 2.2 试验结果与分析

原计划进行上述12台产品的地面维修试验,

受地面舱可用时间以及产品状态限制,只进行了其中8台产品试验,所获取的维修时间数据如表3所示。

分别计算12类产品的在轨维修复杂度的大小,结果如图6所示,其中  $MOC_T$  为空间站产品的在轨维修操作复杂度。

对产品的维修时间和维修复杂度进行回归分析,结果如图7所示。

利用舱内维修复杂度拟合维修耗时  $P_T$  的方程为

$$P_T = 60.211 \cdot MOC_{in}^{3.6039} \quad (6)$$

表3 产品的维修时间

Table 3 Product repair time

产品名称	维修耗时/s
专用照明灯2控制板	142.12
智能接口装置b	631.44
母线滤波器b	1583.76
锂离子蓄电池组a	695.50
母线控制单元a	1040.1
内回路泵组件a	120.71
充放电调节器e	748.87
冷凝水动态水汽分离器	241.07

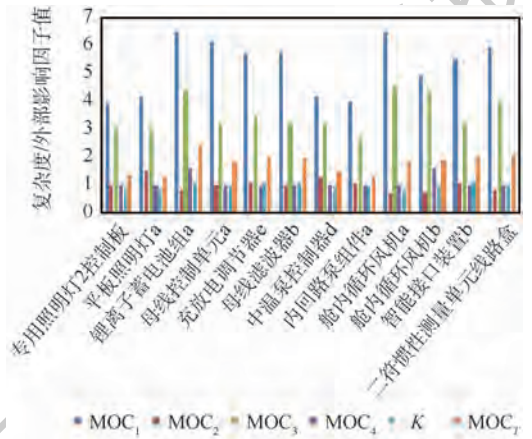


图6 产品在轨维修复杂度

Fig. 6 Product on-orbit maintenance complexity

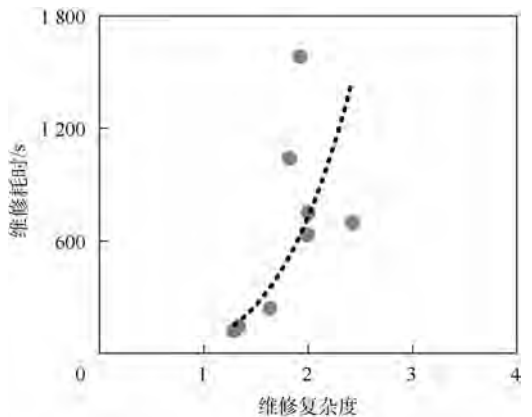


图7 回归分析

Fig. 7 Regression analysis

式中:拟合可决系数  $R^2 = 0.6658$ ,表明在一定的范围内,维修时间与维修复杂度呈现幂的关系,可基于此进行维修时间预测。利用拟合方程来求解以上 12 类产品的维修时间,结果如表 4 所示。

表 4 产品的支持向量机复杂度等级分类结果

Table 4 Support vector machine complexity classification results of products

分类结果	产品名称	MOC <sub>T</sub>	维修时间/s
非常简单类 a <sub>1</sub>	平板照明灯 a	1.28	146.57
	内回路泵组件 a	1.29	150.74
	专用照明灯 2 控制板	1.33	168.28
简单类 a <sub>2</sub>	中温泵控制器 d	1.46	235.50
复杂类 b <sub>1</sub>	母线控制单元 a	1.82	521.13
	舱内循环风机 a	1.83	531.52
	舱内循环风机 b	1.89	597.06
	母线滤波器 b	1.92	631.92
	智能接口装置 b	1.99	718.97
非常复杂类 b <sub>2</sub>	充放电调节器 e	2.00	732.08
	二符惯性测量单元线路盒	2.04	786.23
	锂离子蓄电池组 a	2.42	1455.15

### 2.3 舱内维修操作复杂度等级分类

将表 4 中 12 类产品的理论维修复杂度和维修估计时间作为支持向量机(SVM)分类器的输入,进行复杂度等级分类。综合多个核函数的 SVM 分析结果,12 类产品的第一次分类结果为  $C = \{A, B\}$ ,其中 A 为简单类,B 为复杂类。简单类 A 分为非常简单 a<sub>1</sub> 和简单 a<sub>2</sub> 两个子类,复杂类 B 分为复杂 b<sub>1</sub> 和非常复杂 b<sub>2</sub> 两个子类,分类结果如表 4 所示。

参考图 6 和表 4,对比相关院所的初步维修复杂分级,分析发现产品的理论维修复杂度与某院的分级结果的一致性为 67%。因某院的分级结果主要依据维修耗时,可能导致分类结果的不一致。同时,也在某种程度上表明维修时长和维修复杂度之间存在一定的关系,且这种关系为非线性。

分类结果表明:母线滤波器 b、智能接口装置 b、充放电调节器 e、二符惯性测量单元线路盒和锂离子蓄电池组 a 的理论维修复杂度较高,属于非常复杂这一等级,进一步分析发现以上产品的维修动作数量的较多导致的,针对这一原因,以上产品维修手册是否可以简化维修操作的动作数量,可能根本的原因还是在于在产品设计中,维修时需要插拔的接插件或者拆卸安装的螺钉等操作过多。其中,在维修充放电调节器 e、二符惯性测量单元线路盒和锂离子蓄电池组 a 时,需要较高的维修操作知识支持,这可能是因为维修过程中,必须按照特定的顺序插拔接插件或拆卸安装

螺钉,导致维修人员不得不消耗额外的资源记忆特定的顺序,从而延缓了维修的速度,降低维修效率。与此同时,在维修母线滤波器 b、智能接口装置 b、充放电调节器 e 和锂离子蓄电池组 a 时,拆装螺钉会受视线遮挡和操作空间的限制,使得维修人员不得不以某种不舒服的姿态较慢地开展维修,从而增加了维修的复杂度。

虽然母线控制单元 a 和舱内循环风机 a 的维修复杂等级不是很难,但是母线控制单元 a 和舱内循环风机 a 的维修动作数量较多,并且舱内循环风机 a 的维修操作知识支持的需求是 12 类产品中最高的。

所以,针对母线滤波器 b、智能接口装置 b、充放电调节器 e、二符惯性测量单元线路盒、锂离子蓄电池组 a、母线控制单元 a 和舱内循环风机 a 的设计,能否改善螺钉和接插件的布局,最好避免螺钉和接插件有顺序的操作,或者减少其数量,优化操作空间和视觉可见性。

至于数据分析结果对模型的修正,因为只利用地面试验获取的维修时长修正改进维修复杂度评价模型是不合理的,针对模型的修正需要获取天基数据,故在试验数据分析验证时没有进行模型的修正。

按照舱外维修复杂度模型和复杂度计算规则,分析计算了 3 个舱外产品的维修操作复杂度,如表 5 所示。

由于舱外产品的维修操作复杂度样本量少,因此,没有进行基于 SVM 的复杂度等级分类。

表 5 舱外维修产品的理论维修复杂度

Table 5 Theoretical maintenance complexity of extravehicular maintenance products

产品名称	MOC <sub>1</sub>	MOC <sub>2</sub>	MOC <sub>3</sub>	MOC <sub>4</sub>	K	MOC <sub>T</sub>
P <sub>1</sub>	1.15	3.70	1.00	3.00	4.26	6.39
P <sub>2</sub>	1.25	6.21	1.00	3.00	4.70	9.17
P <sub>3</sub>	0.99	4.09	1.58	3.70	4.13	7.31

注:P<sub>1</sub> 为舱外泛光灯 H;P<sub>2</sub> 为热控舱外综合业务单元 a;P<sub>3</sub> 为电位检测探头。

## 3 讨论

本文提出了基于熵的方法评价舱内外在轨维修操作复杂度,并分别考虑了影响舱内外维修的固有因子和环境因子。在获取了量化的复杂度数值以后,将其作为 SVM 分类模型,实现复杂度等级分类。为了验证模型的有效性,依据舱内产品的维修手册开展了验证试验,获取产品维修时长,拟合出维修复杂度与维修时长的函数关系,从而

实现维修时长的预估。在维修复杂度分析过程中,发现一系列问题需要深入探讨研究。

### 3.1 维修复杂度分析模型的输入问题

在考虑影响舱内外维修的影响因子时,固有影响因子只考虑了维修动作规模、维修逻辑、维修操作知识支持和维修人机界面4个方面,外部影响因子只考虑了操作空间、时间压力、维修工具、视线遮挡和航天服限制,并没有完全覆盖影响在轨维修的因子。与此同时,环境因子的度量取值可能也需要深入研究。针对航天员的生理和心理负荷等因素对维修的影响,可能需要大量的试验来分析。

### 3.2 试验与理论数据分析的不足

基于地面验证试验的数据,利用维修复杂度拟合维修耗时,不能很好地反映真实的在轨维修的时长,这需要天基试验数据的积累来修正拟合的方程,使得拟合的方程能更加精确地预估维修耗时。受地面试验条件的限制,试验的数据量相对较小为了到达更好的分析效果,后续应当扩大试验数据样本。为了更好地支持中国未来空间站在轨维修,应当做好维修现场的数据记录、保存与分析。

### 3.3 复杂度等级分类问题

在进行维修复杂度等级分类过程中,只将舱内12类产品分为非常简单、简单、复杂和非常复杂4个等级,这种分类结果是否合理还需进一步验证。针对舱内外所有产品的维修复杂度分级,需要获取大量的数据点,在明确分级数量的基础上,进行SVM分类分析的结果可用来航天所有产品的维修复杂度分级。

### 3.4 维修复杂度分级的应用

假设获取的产品的维修复杂度分级是科学合理的,那么该如何利用这种分级?通过维修复杂度的分析,可以客观量化地反映出故障或失效产品的维修难易程度,以及提前认识在进行维修时,维修动作规模、维修人机界面、维修操作逻辑和维修操作知识支持4个方面的要求和需求,以及操作空间和视觉遮挡情况,使航天员更加全面感知此次维修操作的概况,做好充足的准备。还可依据维修等级训练和搭配航天员乘组,保证完备的在轨维修能力。

## 4 结论

1) 从工程角度整理分析了工程实践中维修复杂度评估的理论和方法,分析总结了空间站在轨维修的相关理论和维修复杂度的评价方法。提

出了基于信息熵的空间站舱内和舱外在轨维修操作复杂度模型。

2) 为验证模型的可靠性和准确性,基于地面舱开展了地面验证试验,获取了相关维修时间数据。数据分析结果表明,在轨维修操作复杂度与维修时间呈现幂的关系。

3) 将维修时间和维修复杂度作为输入,利用SVM方法能很好地完成维修复杂度的分类。

本文提出的在轨维修操作复杂度模型可应用于在轨维修任务方案的评价,为在轨维修任务方案的优化提供方法支撑。在轨维修操作复杂度与维修时间的幂的关系也可以用来维修时间的预估,为维修任务的规划与开展提供方法支持。

## 参考文献 (References)

- [1] WATSON J K, DAIVSON M T, LANGENDORF S E. Maintenance of space station freedom-the role of mission controllers; AIM-91-4114[R]. Reston, VA: AIAA, 1991: 381-386.
- [2] ANGELINI R, COSTA M. Multimedial maintenance manuals: International space station applications for on-orbit maintenance support[J]. Acta Astronautica, 2002, 51(1): 415-425.
- [3] LIU P, LI Z. Task complexity: A review and conceptualization framework[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2012, 42(6): 553-568.
- [4] 张宜静, 吴斌, 李志忠, 等. 航天应急故障操作程序复杂度度量方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 1225-1230.  
ZHANG Y J, WU B, LI Z Z, et al. Operation complexity measure of emergency failure operation procedure in spaceflight[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 1225-1230 (in Chinese).
- [5] ZHANG Y Y, LI Z Z, WU B, et al. A spaceflight operation complexity measure and its experimental validation[J]. International Journal of Industrial Ergonomics, 2009, 39(5): 756-765.
- [6] 尤志锋, 石全, 胡起伟, 等. 基于熵法的战场抢救抢修方案复杂性量化模型[J]. 军械工程学院学报, 2013, 25(2): 7-11.  
YOU Z F, SHI Q, HU Q W, et al. A study on quantification model for BDR scheme complexity based on diagram entropy methodology[J]. Journal of Ordnance Engineering College, 2013, 25(2): 7-11 (in Chinese).
- [7] 孔繁森, 吴雅夫, 李聪. 基于信息熵的设备电气故障诊断复杂性评价[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2011, 41(3): 697-701.  
KONG F S, WU Y F, LI C. Assessment of fault diagnosis complexity about electrical fault diagnosis of equipment based on information entropy[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2011, 41(3): 697-701 (in Chinese).
- [8] 李世停, 蔡琦, 朱波. 舰艇动力装置应急维修作业复杂性量化研究[J]. 武汉理工大学学报: 交通科学与工程版, 2010, 34(4): 813-817.  
LI S T, CAI Q, ZHU B. Research on the quantification of emer-

- gency maintenance task complexity for marine power facility [J]. *Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering)*, 2010, 34(4): 813-817 (in Chinese).
- [9] 孙栋,张春润,刘亚东,等. 基于熵理论的装备保障力量体系结构复杂度评价[J]. *军事交通学院学报*, 2008, 4(5): 35-38.  
SUN D, ZHANG C R, LIU Y D, et al. An evaluation of equipment support resources architecture complexity based on entropy theory[J]. *Journal of Military Transportation University*, 2008, 4(5): 35-38 (in Chinese).
- [10] 戴立操. 重水堆核电厂人因可靠性分析[D]. 长沙:中南大学, 2012.  
DAI L C. Human reliability analysis of heavy water reactor nuclear power plant [D]. Changsha: Central South University, 2012 (in Chinese).
- [11] 罗爱民. 信息系统体系结构的复杂性分析方法[J]. *计算机科学*, 2011, 38(10): 291-294.  
LUO A M. Complexity analysis method on information systems architecture[J]. *Computer Science*, 2011, 38(10): 291-294 (in Chinese).
- [12] 姜林. 软件分形复杂度[D]. 北京:北京邮电大学, 2011.  
JIANG L. Fractal complexity of software [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2011 (in Chinese).
- [13] 姜林,艾波,漆涛. 分形理论在软件复杂度中的应用[J]. *计算机应用*, 2010, 30(10): 2730-2734.  
JIANG L, AI B, QI T. Application of fractal theory to software complexity[J]. *Journal of Computer Applications*, 2010, 30(10): 2730-2734 (in Chinese).
- [14] PARK J K, JUNG W. A study on the validity of a task complexity measure for emergency operating procedures of nuclear power plants—Comparing with a subjective workload [J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 2006, 53(5): 2962-2970.
- [15] PARK J K. Validation of TACOM measure[M]. Berlin: Springer, 2009: 127-136.
- [16] PARK J. The complexity of proceduralized tasks [M]. Berlin: Springer, 2009.
- [17] 蒋英杰,孙志强,宫二玲,等. 一种系统化的行为形成因子分类方法[J]. *中国安全科学学报*, 2010, 20(10): 20-25.  
JIANG Y J, SUN Z Q, GONG E L, et al. A systematic taxonomy for performance shaping factor[J]. *China Safety Science Journal*, 2010, 20(10): 20-25 (in Chinese).
- [18] DARISIPUDI A. Towards a generalized team task complexity model[D]. Baton Rouge: Louisiana State University, 2006.
- [19] ENDSLEY M, JONES D, BETTY B. Designing for situation awareness[J]. *Intelligence*, 2003, 56(4): 727-728.
- [20] BRAARUD P Ø. Subjective task complexity and subjective workload: criterion validity for complex team tasks[J]. *International Journal of Cognitive Ergonomics*, 2001, 5(3): 261-273.
- [21] PARK J, JUNG W, HA J. Development of the step complexity measure for emergency operating procedures using entropy concepts[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2001, 71(2): 115-130.
- [22] RUSSELL J F, KLAUS D M. Maintenance, reliability and policies for orbital space station life support systems[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2007, 92(6): 808-820.
- [23] RUSSELL J F, KLAUS D M, MOSHER T J. Applying analysis of international space station crew-time utilization to mission design[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(1): 130-136.
- [24] 尚坤,刘向阳,李猛. 航天服手套指尖力测量方法研究[J]. *航天医学与医学工程*, 2014, 27(2): 138-141.  
SHANG K, LIU X Y, LI M. Study on measurement method of spacesuit glove fingertip force[J]. *Space Medicine & Medical Engineering*, 2014, 27(2): 138-141 (in Chinese).
- [25] 李倬有,丁立,岳国栋. 舱外航天服手套对手指力学影响的仿真研究[J]. *生物医学工程学杂志*, 2013, 30(4): 767-771.  
LI Z Y, DING L, YUE G D. Study of mechanical effects of the eva glove finger base with finite element modeling[J]. *Journal of Biomedical Engineering*, 2013, 30(4): 767-771 (in Chinese).

**作者简介:**

葛祥雨 男,博士研究生。主要研究方向:人因工程。

周前祥 男,博士,教授。主要研究方向:生理信号处理、人因工程。

## Evaluation of space station on-orbit maintenance operation complexity and its experimental validation

GE Xiangyu, HUANG Jie, ZHOU Qianxiang\*, LIU Zhongqi

(School of Biomedical Science and Medical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** On-orbit maintenance is essential to maintain the safe operation of space stations in special environment of outer space. The harsh space environment and the structural characteristics of space stations determine on-orbit maintenance operation complexity (OOMOC), which is related to the optimization of maintenance program, the development of maintenance plan, the arrangement of cargo spacecraft, astronaut training and space station maintainability design. However, there are few studies on OOMOC. In this paper, we proposed the concept of OOMOC, and established a complexity evaluation model based on information entropy theory. The model is composed of the instinct maintenance complexity and the external impact factors. Maintenance logic, the number of maintenance operations, human machine interface (HMI) for maintenance and knowledge support were considered by the instinct complexity, and quantified with information entropy; the external influence factors covered operation space, tool support, time pressure, visual occlusion and impact of spacesuits, and were quantified with a graded scoring method. To verify model, the maintenance test for 12 types of product based on the ground simulation cabin was performed, and maintenance actions and duration were collected. The experimental results show that the proposed model can better quantify OOMOC and predict maintenance operation time (correlation coefficient is 0.82). This paper can also provide methodological guidance for on-orbit maintenance, evaluation of maintenance programs, astronaut crew training, and space station maintainability design.

**Keywords:** space station; on-orbit maintenance; maintenance operation complexity; complexity evaluation; information entropy

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0130

# 基于随机相关的电子部件二元加速退化可靠性评估



盖炳良<sup>1,2</sup>, 滕克难<sup>1,\*</sup>, 王浩伟<sup>1</sup>, 王文双<sup>1</sup>, 陈健<sup>1</sup>, 宦婧<sup>3</sup>

(1. 海军航空大学 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 91115 部队, 舟山 316000; 3. 江苏科技大学 计算机学院, 镇江 212003)

**摘 要:** 针对加速应力下电子部件二元相关退化可靠性分析难题, 提出一种基于随机相关的可靠性分析方法。采用考虑个体差异的 Wiener 过程模型建立边缘退化过程模型, 并基于加速因子不变原则建立了模型参数与加速应力的关系; 构建了基于 Copula 函数的随机相关模型, 采用两阶段贝叶斯参数估计方法进行参数估计, 综合运用散点图、偏差信息准则 (DIC) 值以及 Kendall  $\tau$  的非参数估计值等方法进行随机相关模型选择, 并采用蒙特卡罗仿真方法进行可靠度计算。最后采用实例验证了所提方法有效性, 为考虑个体差异的贮存可靠性评估提供了技术支撑。

**关键词:** 可靠性评估; 加速退化数据; 二元退化; 随机相关; 电子部件

**中图分类号:** TB114.3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2237-10

随着材料科学与生产工艺的发展进步, 军工领域出现了越来越多的高可靠性长寿命电子产品。此类产品在额定工作应力下性能退化缓慢, 仅仅依靠性能检测数据已经难以快速有效地进行可靠性评估。因而加速退化试验成为可靠性评估的有效途径。通常认为温度是导致电子部件退化失效的最主要环境应力类型, 温度对多种失效机理具有较好的加速效果, 如电子元件的二次俘获、表面电荷扩散、电迁移等, 因而常将温度作为加速应力。

通常认为, 由于生产工艺、贮存条件、人员操作等多方面主客观因素, 产品的个体差异性客观存在的。目前, 考虑个体差异的随机过程模型在可靠性领域得到了较多研究应用, 如最常用的 3 类随机过程模型: Wiener 过程<sup>[1-2]</sup>、Gamma 过程<sup>[3]</sup>、Inverse Gaussian 过程模型<sup>[4-5]</sup>等, 但以上研究都是在额定应力下的产品可靠性评估。如若考虑温度

加速应力作用下的电子部件二元退化建模, 考虑个体差异的随机过程可靠性评估则需要解决以下 2 个重要问题: 一是如何确定此类模型参数与加速应力的约束关系; 二是如何进行相关性建模。

确定模型参数与加速应力的约束关系是基于加速退化数据可靠性评估的前提, 也是一个研究难点。目前, 采用的模型通常都是随机过程基本模型, 即针对的都是不考虑个体差异的随机过程模型参数与加速应力的约束关系。此种情况下, 解决方法大多是根据经验假定模型参数与加速应力的关系, 比如 Wiener 过程模型, 就存在着 2 个不同假定: 假定漂移参数与应力有关而扩散参数与加速应力无关<sup>[6-9]</sup>; 假定漂移参数和扩散参数都与加速应力相关<sup>[10-11]</sup>等。显然, 这易导致评估结果可信度不高。另一种解决方法就是通过加速因子不变原则推导模型参数与加速应力的约束关

收稿日期: 2019-03-27; 录用日期: 2019-05-28; 网络出版时间: 2019-06-06 10:17

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190605.1453.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190605.1453.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金 (51605487)

\* 通信作者: E-mail: Tengkn@sina.com

**引用格式:** 盖炳良, 滕克难, 王浩伟, 等. 基于随机相关的电子部件二元加速退化可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2237-2246. GAI B L, TENG K N, WANG H W, et al. Reliability assessment for electronic components with bivariate accelerated degradation based on random correlation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2237-2246 (in Chinese).

系,加速因子不变原则是指为保证加速因子具有工程应用性,则加速因子应当是一个不随时间变化的常数,比如文献[12-13]推导得到了 Wiener 过程模型漂移参数和扩散参数与加速应力的约束关系。以上,都是加速应力作用下,针对不考虑个体差异的随机过程模型的,而文献[14]采用加速因子不变原则推导得到了加速应力下,考虑个体差异的 Wiener 过程模型参数与应力的约束关系。

二元加速退化建模中,相关性建模通常采用基于 Copula 函数的建模方法<sup>[15]</sup>,也有采用基于马氏距离的二元降维建模方法<sup>[16]</sup>的。在基于 Copula 函数的建模方法中,基本都将 Copula 函数参数视为固定值,即忽略了产品个体之间存在的随机相关性。文献[17]提出了随机相关的建模思想,但只应用在额定应力下,没有进一步考虑加速应力作用下 Copula 函数参数与加速应力的关系。

综上,为解决电子部件二元加速退化可靠性评估难题,建立基于贝叶斯方法的二元随机相关性性能退化可靠性评估框架。采用 Wiener RDV (Random Drift-Volatility) 模型进行边缘分布建模,在此基础上,构建基于 Copula 函数的多个随机相关模型,采用两阶段贝叶斯参数估计方法进

行参数估计(通过 OpenBUGS 软件实现基于 MCMC (Markov Chain Monte Carlo) 的参数估计),进行相关性模型选择,最后基于蒙特卡罗方法进行可靠度计算,并应用实例验证了所提方法有效性。

### 1 二元随机相关可靠性分析框架

基于 Wiener 过程的二元加速性能退化可靠性分析,以边缘退化建模为基础,利用 Copula 函数实现二元相关关系建模。主要包括 3 部分内容:①边缘分布建模和相关性建模;②两阶段贝叶斯参数估计;③基于蒙特卡罗方法的可靠性评估。首先,利用样本性能退化数据,采用 RDV 模型建立边缘分布模型,并考虑产品间具有随机相关性,建立基于 Copula 函数的相关性模型;然后,采用两阶段贝叶斯参数估计方法对边缘分布模型进行参数估计,在此基础上得到边缘分布退化增量的累积概率分布值,将其作为 Copula 函数的输入值,并通过 Copula 函数模型选择,确定相对最优的相关模型;最后,在参数估计和模型选择基础上,采用蒙特卡罗方法建立可靠度函数曲线,完成产品的可靠性评估。基本框架如图 1 所示。

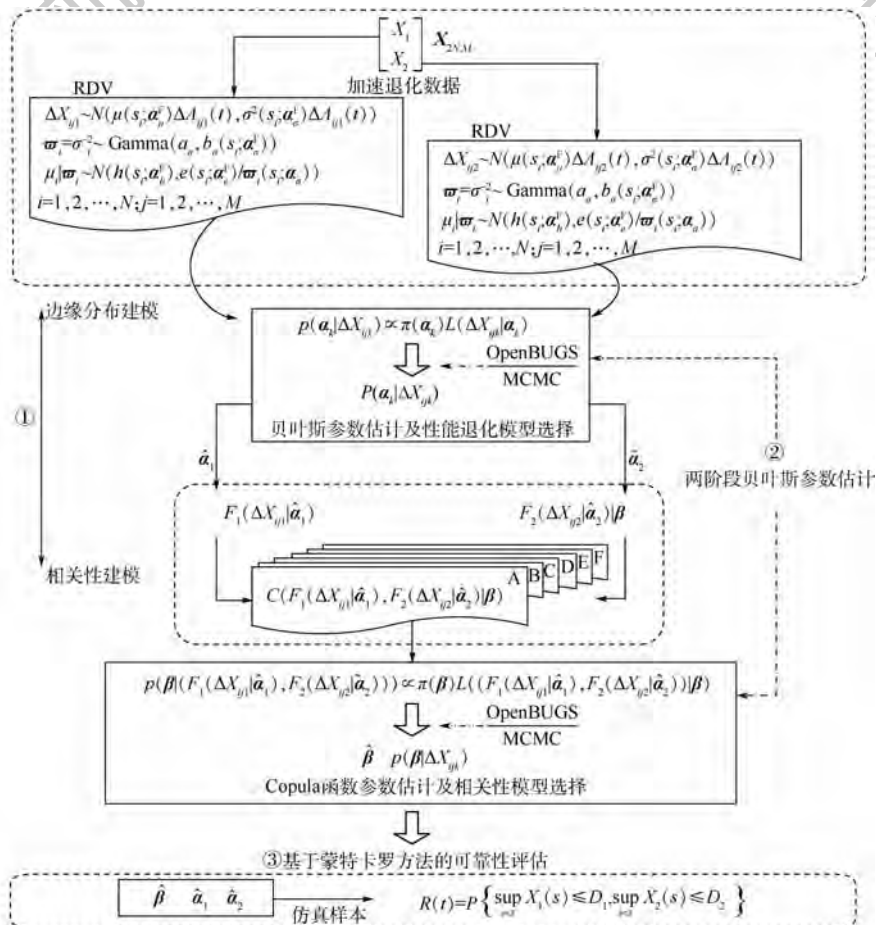


图 1 二元相关退化建模框架

Fig. 1 Framework of bivariate correlation degradation modeling

本文采用如下 3 个假定。

**假定 1** 同型产品,不仅在性能退化阶段具有个体差异,而且在产品之间的相关关系上也可能具有个体差异性。

**假定 2** 同型产品相关关系的差异性,是指 Copula 函数参数的差异性,即同型产品具有相同类型的 Copula 函数,但 Copula 函数的参数值不同。

**假定 3** 加速应力可能会影响相关关系,但是应力不改变 Copula 函数类型,只改变 Copula 函数参数值。

## 2 Wiener RDV 模型

文献[14]给出了一种考虑个体差异的 Wiener RDV 模型,该模型将性能退化过程的均值和方差都确定为随机变量,该模型描述为

$$\begin{cases} X(t) = \mu\Lambda(t) + \sigma B(\Lambda(t)) \\ \varpi = \sigma^{-2} \sim \text{Gamma}(a, b) \\ \mu | \varpi \sim N(h, e/\varpi) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $X(t)$ 为退化量; $B(\cdot)$ 为标准 Brown 运动函数; $\mu$ 为漂移参数; $\sigma$ 为扩散参数; $\Lambda(t) = t^c$ 为时间函数; $a, b, e, h$ 为超参数; $N(h, e/\varpi)$ 表示均值为  $h$ ,方差为  $e/\varpi$  的正态分布。模型的累积分布函数为

$$F_{\text{Wrdv}}(t) = F_{2a} \left( \sqrt{\frac{a}{b}} \cdot \frac{\Lambda(t) - D}{\sqrt{e\Lambda^2(t) + \Lambda(t)}} \right) \quad (2)$$

其中: $D$ 为阈值; $F_{2a}(\cdot)$ 为自由度为  $2a$  的  $t$  分布函数。文献[14]采用加速因子不变原则推导得到了该模型参数与加速应力的约束关系:

$$\begin{cases} \text{AF}^c = \frac{h_k}{h_l} = \frac{e_k}{e_l} = \frac{b_k}{b_l} \\ a_k = a_l \\ c_k = c_l \end{cases} \quad (3)$$

式中: $a_k, b_k, c_k, e_k$  和  $h_k$  为应力  $s_k$  的模型参数; $a_l, b_l, c_l, e_l$  和  $h_l$  为应力  $s_l$  的模型参数; $\text{AF}$  为应力  $s_k$  相对于应力  $s_l$  的加速因子。由式(3)可采用 Arrhenius 模型将温度应力  $s$  下参数表示为

$$\begin{cases} b = \exp(\gamma_{\text{RDV}(1)} - \gamma_{\text{RDV}(2)}/s) \\ e = \exp(\gamma_{\text{RDV}(3)} - \gamma_{\text{RDV}(2)}/s) \\ h = \exp(\gamma_{\text{RDV}(4)} - \gamma_{\text{RDV}(2)}/s) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\gamma_{\text{RDV}(1)}, \gamma_{\text{RDV}(2)}, \gamma_{\text{RDV}(3)}$  和  $\gamma_{\text{RDV}(4)}$  为待定参数。

## 3 二元随机相关加速退化数据建模

假定产品具有 2 个寿命表征参数  $X_1$  和  $X_2$ ,

边缘性能退化过程都服从 Wiener RDV 模型。 $t_{ijk}$  为第  $i$  个样本第  $k$  个参数第  $j$  次测量时刻,  $X_{ijk}$  为  $t_{ijk}$  时刻测量值,  $k = 1, 2; i = 1, 2, \dots, N; j = 1, 2, \dots, M; N$  为样本数量,  $M$  为测量次数。对所有样本进行了相同次数的测量,不同性能参数在相同时刻进行测量。则易得性能退化数据结构为

$$X_{2N, M} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{111} & \cdots & X_{1M1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ X_{N11} & \cdots & X_{NM1} \\ X_{112} & \cdots & X_{1M2} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ X_{N12} & \cdots & X_{NM2} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $X_k$  为第  $k$  个性能参数的所有样本退化数据。时间函数  $\Lambda_k(t) = t^{c_k}, \Lambda_k(0) = 0, \Delta\Lambda_k(t) = (t + \Delta t)^{c_k} - t^{c_k}, \Delta X_k$  为描述第  $k$  个性能退化过程在  $[t, t + \Delta t]$  增量区间的退化增量。边缘分布函数分别为  $F_1(\Delta X_{ij1})$  和  $F_2(\Delta X_{ij2})$ , 联合分布函数为  $H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2})$ , 则由 SKlar 定理, 存在一个 Copula 函数  $C(u, v)$  使得  $H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) = C(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2}))$  成立。

考虑随机相关性,可建立基于 Copula 函数的 6 个相关模型。模型所用符号说明如下: $s_i$  为作用在第  $i$  个样本的应力。模型参数分为性能退化模型参数  $\alpha$  和 Copula 相关性模型参数  $\beta$ , 并定义  $\alpha_k^F, \alpha_k^R$  和  $\alpha_k^H$  分别为第  $k$  个性能参数退化模型的固定参数、随机参数和超参数; $\beta^F, \beta^R$  和  $\beta^H$  分别为 Copula 相关性模型参数的固定参数、随机参数和超参数。

### 1) 模型 A

不考虑相关关系个体差异性, Copula 函数参数  $\theta$  是一个固定参数,这是目前通常采用的模型,即

$$\begin{cases} \Delta X_{ijk} \sim N(\mu_k(s_i; \alpha_{\mu_k}^F) \Delta\Lambda_{ijk}(t), \sigma_k^2(s_i; \alpha_{\sigma_k}^F) \Delta\Lambda_{ijk}(t)) \\ \varpi_k = 1/\sigma_k^2 \sim \text{Gamma}(a_{\sigma_k}, b_{\sigma_k}(s_i; \alpha_{\sigma_k}^F)) \\ \mu_k | \varpi_k \sim N(h_k(s_i; \alpha_{h_k}^F), \sqrt{e_k(s_i; \alpha_{e_k}^F)} \sigma_k(s_i; \alpha_{\sigma_k}^F)) \\ \Delta\Lambda_{ijk}(t) = t_{ijk}^{c_k} - t_{i(j-1)k}^{c_k} \\ k = 1, 2; i = 1, 2, \dots, N; j = 1, 2, \dots, M \\ H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) = C(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_A) \end{cases} \quad (6)$$

性能退化过程参数  $\alpha_k^F = \{\alpha_{\mu_k}^F, \alpha_{\sigma_k}^F, c_k\}, \alpha_{\mu_k}^F = \{\gamma_{\text{RDV}(2)}, \gamma_{\text{RDV}(3)}, \gamma_{\text{RDV}(4)}\}, \alpha_{\sigma_k}^F = \{\gamma_{\text{RDV}(1)}, \gamma_{\text{RDV}(2)}\}, \alpha_k^R = \{\mu_k, \sigma_k\}, \alpha_k^H = \{h_{k, s_i}, e_{k, s_i}\}, \alpha_{\sigma_k}^H = \{a_{\sigma_k}, b_{\sigma_k, s_i}\}, h_{k, s_i}, e_{k, s_i}$  和  $b_{\sigma_k, s_i}$  为第  $i$  个样本相应的参数,下标  $s_i$  表示参数直接与应力相关,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

相关性模型中  $\beta_A$  只含固定参数  $\theta$ 。

模型 B ~ 模型 F 的性能退化模型部分与模型 A 相同,因而以下内容只描述相关性模型部分。

### 2) 模型 B

不考虑相关关系个体差异性,但是 Copula 函数参数  $\theta(s_i; \beta_B^F)$  与加速应力相关,即

$$\begin{cases} H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) = C(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_B^F) \\ \theta(s_i; \beta_B^F) = \exp(\gamma_{B(1)} - \gamma_{B(2)}/s_i) \end{cases} \quad (7)$$

Copula 函数模型参数只有固定参数集  $\beta_B^F = \{\theta_{s_i}, \gamma_{B(1)}, \gamma_{B(2)}\}$ 。 $\theta_{s_i}$  为第  $i$  个样本在  $s_i$  应力下的模型参数,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

### 3) 模型 C

考虑相关关系存在个体差异性, Copula 函数参数是服从正态分布的随机变量,即

$$\begin{aligned} H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) &= \int_0^1 g(\beta_C^R | \beta_C^H) C(F_1(\Delta X_{ij1}), \\ &F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_C^R) d\theta \end{aligned} \quad (8)$$

式中:  $\theta$  为随机变量,  $\theta \sim N(a_\theta, b_\theta^2)$ ;  $\beta_C = \{\beta_C^R, \beta_C^H\}$ ,  $\beta_C^R = \{\theta_i\}$ ,  $\beta_C^H = \{a_\theta, b_\theta\}$ ,  $\theta_i$  为第  $i$  个样本参数,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

### 4) 模型 D

考虑相关关系存在个体差异性, Copula 函数参数是服从正态分布的随机变量,同时考虑 Copula 函数参数的超参数  $a_\theta(s_i; \beta_D^F)$  与加速应力相关,即

$$\begin{aligned} H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) &= \int_0^1 g(\beta_D^R | \beta_D^H, \beta_D^F) C(F_1(\Delta X_{ij1}), \\ &F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_D^R) d\theta \end{aligned} \quad (9)$$

式中:  $\theta \sim N(a_\theta(s_i; \beta_D^F), b_\theta^2)$ ,  $a_\theta(s_i; \beta_D^F) = \exp(\gamma_{D(1)} - \gamma_{D(2)}/s_i)$ ;  $\beta_D = \{\beta_D^F, \beta_D^R, \beta_D^H\}$ ,  $\beta_D^F = \{\theta_i\}$ ,  $\beta_D^H = \{a_\theta, b_\theta\}$ ,  $\beta_D^R = \{\gamma_{D(1)}, \gamma_{D(2)}\}$ ,  $a_\theta, s_i$  为第  $i$  个样本应力  $s_i$  下的  $a_\theta$  参数,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

### 5) 模型 E

考虑相关关系存在个体差异性, Copula 函数参数是服从正态分布的随机变量,同时考虑 Copula 函数参数的超参数  $b_\theta(s_i; \beta_E^F)$  与加速应力相关,即

$$\begin{aligned} H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) &= \int_0^1 g(\beta_E^R | \beta_E^H, \beta_E^F) C(F_1(\Delta X_{ij1}), \\ &F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_E^R) d\theta \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $\theta \sim N(a_\theta, b_\theta^2(s_i; \beta_E^F))$ ,  $b_\theta(s_i; \beta_E^F) = \exp(\gamma_{E(1)} - \gamma_{E(2)}/s_i)$ ;  $\beta_E = \{\beta_E^F, \beta_E^R, \beta_E^H\}$ ,  $\beta_E^R = \{\theta_i\}$ ,  $\beta_E^H = \{a_\theta, b_\theta, s_i\}$ ,  $\beta_E^F = \{\gamma_{E(1)}, \gamma_{E(2)}\}$ ,  $b_\theta, s_i$  为第  $i$  个样本应力  $s_i$  下的  $b_\theta$  参数,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

### 6) 模型 F

考虑相关关系存在个体差异性, Copula 函数参数是服从正态分布的随机变量,同时考虑 Copula 函数参数的超参数  $a_\theta(s_i; \beta_F^F)$  和  $b_\theta(s_i; \beta_F^F)$  都与加速应力相关,即

$$\begin{aligned} H(\Delta X_{ij1}, \Delta X_{ij2}) &= \int_0^1 g(\beta_F^R | \beta_F^H, \beta_F^F) C(F_1(\Delta X_{ij1}), \\ &F_2(\Delta X_{ij2}) | \beta_F^R) d\theta \end{aligned} \quad (11)$$

式中:  $\theta \sim N(a_\theta(s_i; \beta_F^F), b_\theta^2(s_i; \beta_F^F))$ ,  $a_\theta(s_i; \beta_F^F) = \exp(\gamma_{F(1)} - \gamma_{F(2)}/s_i)$ ,  $b_\theta(s_i; \beta_F^F) = \exp(\gamma_{F(3)} - \gamma_{F(4)}/s_i)$ ;  $\beta_F = \{\beta_F^F, \beta_F^R, \beta_F^H\}$ ,  $\beta_F^H = \{a_\theta, s_i, b_\theta, s_i\}$ ,  $\beta_F^R = \{\theta_i\}$ ,  $\beta_F^F = \{\gamma_{F(1)}, \gamma_{F(2)}\}$ ,  $\beta_{b_\theta}^F = \{\gamma_{F(3)}, \gamma_{F(4)}\}$ ,  $a_\theta, s_i, b_\theta, s_i$  为第  $i$  个样本的  $a_\theta, b_\theta$  参数,  $i = 1, 2, \dots, N$ 。

## 4 参数估计及模型选择

采用两阶段贝叶斯参数估计方法分别对边缘性能退化过程以及相关性模型进行参数估计。首先利用样本退化数据估计边缘分布参数,当得到边缘分布参数估计值  $\hat{\alpha}_1, \hat{\alpha}_2$  后,进而可计算得到退化增量的累积分布函数值  $F_1(\Delta X_{ij1} | s_i, \hat{\alpha}_1)$ 、 $F_2(\Delta X_{ij2} | s_i, \hat{\alpha}_2)$ 。第 2 阶段的参数估计就是以  $F_1(\Delta X_{ij1} | s_i, \hat{\alpha}_1)$ 、 $F_2(\Delta X_{ij2} | s_i, \hat{\alpha}_2)$  为样本估计 Copula 函数参数。所有模型后验分布的求解,则采用基于 MCMC 的参数后验分布抽样方法,具体可以通过 OpenBUGS 软件编程实现。各参数的先验分布都采用无信息先验(合理区间的均匀分布)。

本文采用常用的 Gaussian、Frank、Gumbel 和 Clayton Copula 函数进行模型选择,其分布函数及参数如表 1 所示。这 4 类 Copula 函数描述了不同的相关关系结构, Gaussian Copula 和 Frank Copula 描述的是对称相关结构, Gumbel Copula 函数描述较强上尾相关特征的变量间的相关关系, Clayton Copula 函数则描述具有较强下尾相关特征的变量相关关系。

Copula 函数模型选择方法,可以采用散点图,偏差信息准则(DIC)值以及 Kendall  $\tau$  的非参数估计值等方法。

当获取参数估计值后,边缘退化过程的累积分布函数值( $F_1(\Delta X_{ij1} | s_i, \hat{\alpha}_1)$ ,  $F_2(\Delta X_{ij2} | s_i, \hat{\alpha}_2)$ )散点图很好地体现了不同 Copula 函数的相关关系结构。因而根据散点图,可对相关关系进行判断。样本的 Kendall  $\tau$  非参数估计值可通过式(12)计算:

表 1 Copula 函数  
Table 1 Copula function

Copula 函数	分布函数 $C(u, v; \theta)$	$\theta$	$\tau$
Frank	$-\frac{1}{\theta} \ln \left( 1 + \frac{(e^{-\theta u} - 1)(e^{-\theta v} - 1)}{e^{-\theta} - 1} \right)$	$(-\infty, +\infty) \setminus \{0\}$	$\tau = 1 + 4 \frac{D_1(\theta) - 1}{\theta}$ $D_1(\theta) = (1/\theta) \int_0^\theta (x/(e^x - 1)) dx$
Gaussian	$\int_{-\infty}^{\Phi^{-1}(u)} \int_{-\infty}^{\Phi^{-1}(v)} \frac{1}{2\pi \sqrt{1 - \theta^2}} \exp \left( -\frac{x^2 - 2\theta xy + y^2}{2(1 - \theta^2)} \right) dx dy$	$[-1, 1]$	$\tau = \frac{2}{\pi} \arcsin \theta$
Gumbel	$\exp \{ - [ (-\ln u)^\theta + (-\ln v)^\theta ]^{\frac{1}{\theta}} \}$	$[1, +\infty)$	$\tau = 1 - \frac{1}{\theta}$
Clayton	$\max [ (u^{-\theta} + v^{-\theta} - 1)^{-\frac{1}{\theta}}, 0 ]$	$[-1, +\infty) \setminus \{0\}$	$\tau = \frac{\theta}{\theta + 2}$

$$\hat{\tau} = \frac{2}{n(n-1)} \sum_{1 \leq i < j \leq n} \text{sign}((F_{1i} - F_{1j})(F_{2i} - F_{2j})) \quad (12)$$

式中:  $(F_{1i}, F_{2i})$  表示  $n$  个 Copula 函数的样本。当样本量足够大,  $\hat{\tau}$  无限接近真实值。

DIC 值是常用的用于模型选择的一种定量方法, 定义为

$$\text{DIC} = E_\theta(-2 \ln(f(t|\hat{\theta}))) + p_D \quad (13)$$

式中:  $f(t|\hat{\theta})$  为似然函数;  $p_D$  为待估参数数目。即 DIC 是模型期望偏差与表示模型复杂度的估计参数数目之和。DIC 值越小, 表明模型拟合越好。

## 5 基于蒙特卡罗的可靠度计算

根据文献[17]思路, 为避免可靠度计算对模型方差值的依赖性, 采用蒙特卡罗方法进行可靠度计算。仿真生成足够数量的样本退化数据, 在任一时刻, 定义该时刻未失效样本数  $V$  与总样本数  $N$  的比值为该时刻可靠度值。  $V$  是指  $t$  时刻所有边缘退化过程的退化量都小于阈值的样本数量。

经过两阶段贝叶斯参数估计和模型选择后, 边缘分布函数分别为  $F_1(t|\hat{\alpha}_1)$ 、 $F_2(t|\hat{\alpha}_2)$ , Copula 函数模型为  $C(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2})|\hat{\beta})$ , 则基于蒙特卡罗的可靠度算法步骤如下:

**步骤 1** 生成  $N$  个二元性能退化过程仿真样本。

①根据相关性模型  $C(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2})|\hat{\beta})$ , 生成  $M$  组  $(F_1(\Delta X_{ij1}), F_2(\Delta X_{ij2}))$  仿真数据。

②根据边缘分布模型, 由  $F_1^{-1}(\Delta X_{ij1})$ 、 $F_2^{-1}(\Delta X_{ij2})$  分别计算得到  $\Delta X_{ij1}$ 、 $\Delta X_{ij2}$ 。

③计算  $X_{ijk} = X_{i(j-1)k} + \Delta X_{ijk}$ 。

④重复步骤①~步骤③  $N$  次, 得到  $N$  个二元

性能退化过程。

**步骤 2** 计算  $t_j$  时刻可靠度值。

①比较第  $i$  个样本退化量  $X_{ij1}$  与  $D_1$ 、 $X_{ij2}$  与  $D_2$  大小。若  $X_{ij1} < D_1$ 、 $X_{ij2} < D_2$  同时成立, 则  $V = V + 1$ ; 若  $X_{ij1} \geq D_1$  或  $X_{ij2} \geq D_2$  有一个满足, 则该样本失效, 并将阈值作为该样本后续时刻退化量值。

②对  $N$  个样本逐次进行步骤①, 得到  $V$  最终的累加值。

③计算  $t_j$  时刻可靠度值为  $V/N$ 。

④重复步骤①~步骤③  $M$  次, 得到所有测量时刻的可靠度值。

**步骤 3** 重复步骤 1 和步骤 2  $L$  次, 得到  $L$  个性能退化过程的可靠度曲线。

**步骤 4** 由  $L$  个可靠度曲线, 进一步可求取可靠度曲线的  $100(1 - \alpha)\%$  置信区间。

①将  $L$  个  $t_j$  时刻可靠度值  $R_1(t_j)$ 、 $R_2(t_j)$ 、 $\dots$ 、 $R_L(t_j)$  按升序排列, 表示为  $R_{(1)}(t_j)$ 、 $R_{(2)}(t_j)$ 、 $\dots$ 、 $R_{(L)}(t_j)$ , 均值为  $\bar{R}(t_j)$ 。

②计算  $t_j$  时刻  $100(1 - \alpha)\%$  置信区间, 置信区间下限  $R_{(l)}(t_j)$ ,  $l = L \cdot \Phi(2\Phi^{-1}(p) + \Phi^{-1}(\alpha/2))$ , 上限  $R_{(u)}(t_j)$ ,  $u = L \cdot \Phi(2\Phi^{-1}(p) + \Phi^{-1}(1 - \alpha/2))$ ,  $p$  为  $R_{(1)}(t_j)$ 、 $R_{(2)}(t_j)$ 、 $\dots$ 、 $R_{(L)}(t_j)$  小于  $\bar{R}(t_j)$  的比例。

③重复步骤①和步骤②, 得到  $M$  个测量时刻点可靠度均值及其置信区间  $\bar{R}(t_1)$  [ $R_{(l)}(t_1)$ ,  $R_{(u)}(t_1)$ ],  $\bar{R}(t_2)$  [ $R_{(l)}(t_2)$ ,  $R_{(u)}(t_2)$ ],  $\dots$ ,  $\bar{R}(t_M)$  [ $R_{(l)}(t_M)$ ,  $R_{(u)}(t_M)$ ]。

## 6 实例应用

电子部件通常随导弹、鱼水雷等装备长期贮存, 在长贮期间一个显著特点就是产品个体经历了不同条件的贮存环境、不等次数的检测监测、不同时间的战备值班等, 这些差异使得同批次电子

部件在性能退化和多元相关关系等方面都呈现出个体差异性。此外,尽管装备型号较多、结构组成差异较大,但是较多的电子器件在不同电子部件的共用程度也较高,本文基于数据拟合的可靠性评估方法有较广的适用性,因而下文将以某型装备滚控电路板为例验证所提方法。

滚控电路板属于板级电子部件,具有多个关键性能参数,是较为典型的多元性能退化产品。文献[18]通过对滚控电路板失效模式分析指出负脉宽与正脉宽之差  $\Delta T$  和周期  $T$  是其 2 个关键性能参数,并且由预试验分析结果得到加速应力下电路板失效机理不改变的最高应力为  $130^{\circ}\text{C}$ 。因而文献[18]选择 9 个样本进行恒定加速退化试验,确定 3 个加速应力为  $S_1 = 90^{\circ}\text{C}, S_2 = 103^{\circ}\text{C}, S_3 = 120^{\circ}\text{C}$ , 每个加速应力下 3 个样本。限于篇幅,详细数据见文献[18]。

### 6.1 边缘分布参数估计

采用 OpenBUGS 软件实现贝叶斯参数估计,

所得结果如表 2 所示。利用边缘退化过程随机参数的后验分布样本值,绘制箱线图,如图 2 所示, 2 个边缘退化过程参数都具有很明显的个体差异性,表明采用 RDV 模型是合理的。

表 2 边缘分布参数估计值

Table 2 Parameter estimations of marginal distribution

寿命表征参数	参数	均值	置信区间 (置信水平为 0.95)	先验
$X_1$	$\hat{\gamma}_{RDV(1)}$	1.338	[0.1119, 2.778]	$U(0, 100)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(2)}$	906.2	[689.1, 997.3]	$U(0, 1000)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(3)}$	0.5303	[0.01653, 1.678]	$U(0, 100)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(4)}$	0.4445	[0.01811, 1.206]	$U(0, 100)$
	$\hat{c}$	0.2596	[0.1589, 0.3596]	$U(0, 10)$
	$\hat{a}_{\sigma}$	4.448	[1.288, 9.462]	$U(0, 10)$
$X_2$	$\hat{\gamma}_{RDV(1)}$	2.901	[1.23, 4.303]	$U(0, 100)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(2)}$	823.4	[465.8, 994.4]	$U(0, 1000)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(3)}$	0.6515	[0.02136, 1.983]	$U(0, 100)$
	$\hat{\gamma}_{RDV(4)}$	1.058	[0.0849, 2.11]	$U(0, 100)$
	$\hat{c}$	0.217	[0.1269, 0.3095]	$U(0, 10)$
	$\hat{a}_{\sigma}$	6.027	[1.729, 9.793]	$U(0, 10)$

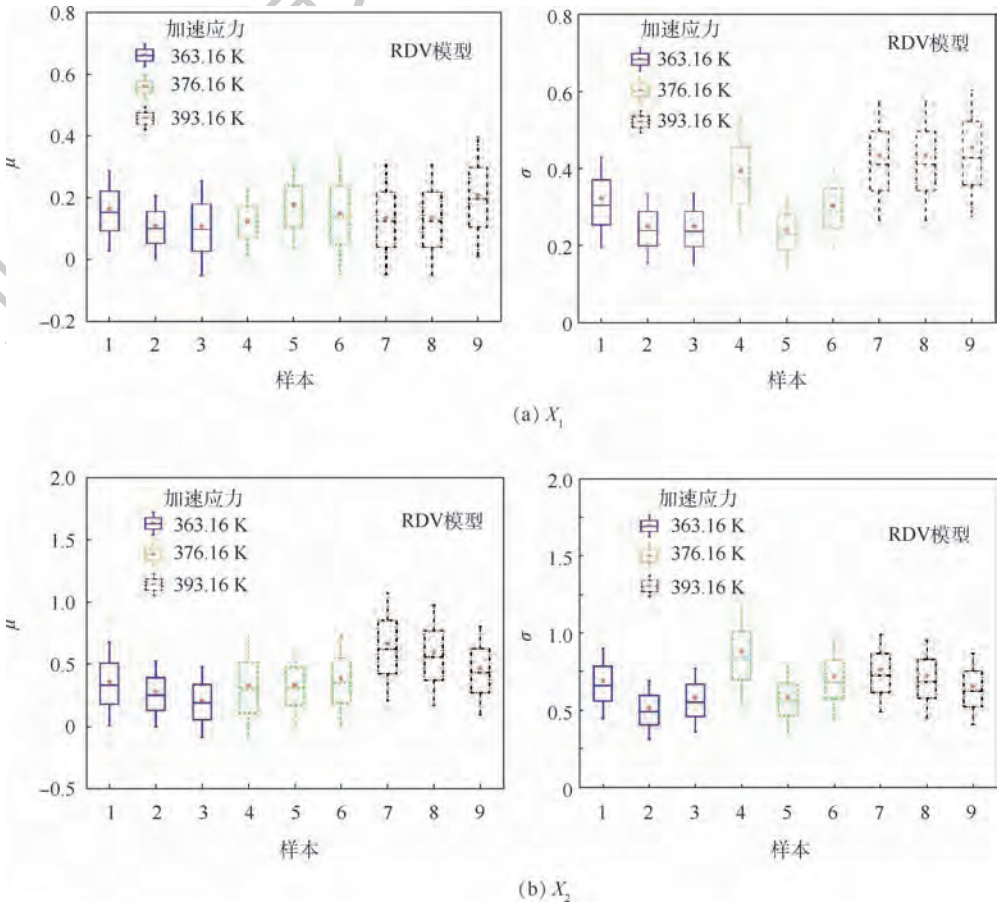


图 2  $X_1$  和  $X_2$  的随机参数箱线图

Fig. 2 Boxplots of random parameters of  $X_1$  and  $X_2$

### 6.2 随机相关模型参数估计与模型选择

由 6.1 节得到边缘分布参数估计值后,就可得到边缘退化增量累积分布函数(CDFs)取值散

点( $F_1(\Delta X_{ij1} | \hat{\alpha}_1), F_2(\Delta X_{ij2} | \hat{\alpha}_2)$ )。图 3 为 3 个不同加速应力下样本的散点图,图 4 为所有样本的散点图。从图 4(a) 和图 4(b) 中的直方图表明散

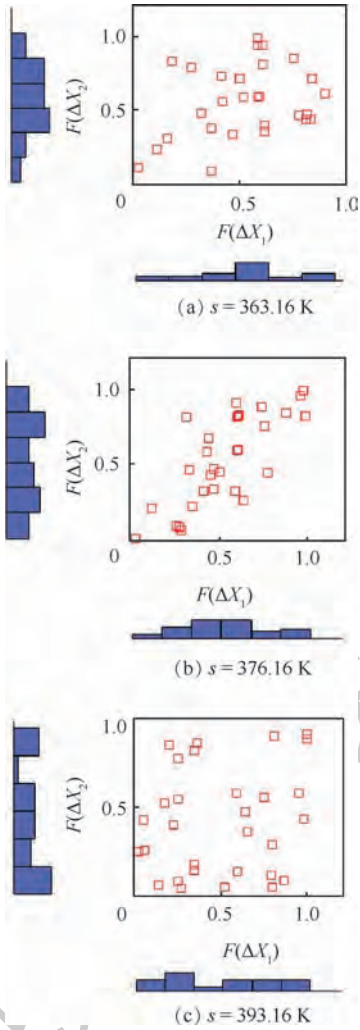


图 3 3 个加速应力下的边缘退化增量累积分布函数取值的散点图

Fig. 3 Scatter plots of CDFs of degradation increments under three accelerated stresses

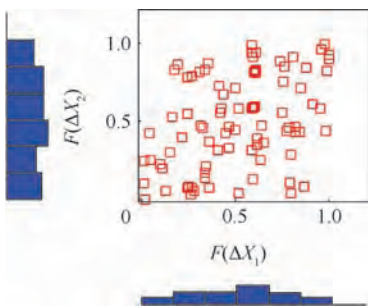


图 4 边缘退化增量累积分布函数取值的散点图

Fig. 4 Scatter plot of CDFs of degradation increments

点具有较明显的对称性和正相关性,而图 4(c)散点相对分散,对称性和正相关性不易判断。图 4 呈现出了较为明显的对称性和正相关性。因而,由假定 3“加速应力不改变 Copula 函数类型”,可确定在待选的 4 类 Copula 函数中,能够描述对称正相关结构的 Gaussian Copula 或 Frank Copula 模型可能是相对合适的模型。

进一步地,分别采用 Gaussian 模型 A, Frank 模型 A, Clayton 模型 A 和 Gumbel 模型 A 进行相关性建模和参数估计,参数估计值如表 3 所示,结果表明 Frank Copula 函数的 DIC 值最小。采用式(12)估计得到 Kendall  $\tau$  的非参数估计值为 0.2722,而表 3 同时给出了各模型  $\tau$  值,可见 Frank Copula 函数  $\tau$  值最为接近  $\tau$  的非参数估计值。因而,不论是 DIC 值还是  $\tau$  的非参数估计值, Frank Copula 函数都是相对最优的。

确定采用 Frank Copula 函数后,进而考虑随机相关模型。采用模型 A ~ 模型 F 进行建模、参数估计,估计值如表 4 所示。由 DIC 值可以看出,模型 C 的 DIC 值最小,但是 6 个模型的 DIC 值相差都在 5 以内,不宜做出判断。采用箱线图进一步判断。图 5(a)表明,无论是模型 C、模型 D、模型 E 或者模型 F, Copula 函数参数都具有明显的个体差异性;而图 5(b) ~ 图 5(d)表明模型 B、模型 D、模型 E 和模型 F,应力变化对模型参数值影响很小。综上,模型 C 是 6 个模型中相对最优的模型。

表 3 Copula 函数参数估计值

Table 3 Parameter estimations of Copula function

模型	参数	均值	先验	DIC 值	$\tau$
Gaussian 模型 A	$\theta$	0.1581	$U(-1,1)$	-179	0.1011
Frank 模型 A	$\theta$	2.897	$U(0,100)$	-14.07	0.2981
Gumbel 模型 A	$\theta$	1.302	$U(1,100)$	-11.46	0.2320
Clayton 模型 A	$\theta$	0.558	$U(0,100)$	-12.18	0.2182

表 4 随机相关模型参数估计值

Table 4 Parameter estimations of random correlation models

模型	参数	均值	置信区间(置信水平为 0.95)	先验	DIC 值
A	$\theta$	2.897	[1.493, 4.288]	(0,100)	-14.07
	$\gamma_{B(1)}$	1.433	[0.5447, 2.195]	(0,100)	-13.64
B	$\gamma_{B(2)}$	190.4	[8.855, 388.4]	(0,400)	-16.45
	$a_\theta$	3.677	[1.615, 6.332]	(0,100)	-13.61
C	$b_\theta$	2.357	[0.2282, 5.605]	(0,100)	-15.18
	$\gamma_{D(1)}$	14.2	[0.9046, 43.15]	(0,100)	-13.66
D	$\gamma_{D(2)}$	9280	[154.6, 19590]	(0,20000)	-13.66
	$b_\theta$	4.29	[0.7275, 9.157]	(0,100)	-15.18
E	$\gamma_{E(1)}$	2.706	[0.1599, 5.845]	(0,100)	-13.66
	$\gamma_{E(2)}$	1.139	[90.83, 1963]	(0,2000)	-13.66
F	$a_\theta$	3.416	[1.628, 5.748]	(0,100)	-13.66
	$\gamma_{F(1)}$	3.161	[0.905, 6.113]	(0,100)	-13.66
	$\gamma_{F(2)}$	813.9	[29.4, 1909]	(0,2000)	-13.66
	$\gamma_{F(3)}$	2.193	[0.1382, 4.711]	(0,100)	-13.66
	$\gamma_{F(4)}$	830	[58.14, 1471]	(0,1500)	-13.66

### 6.3 可靠性评估

额定应力为 25℃。将表 2 中 RDV 模型参数

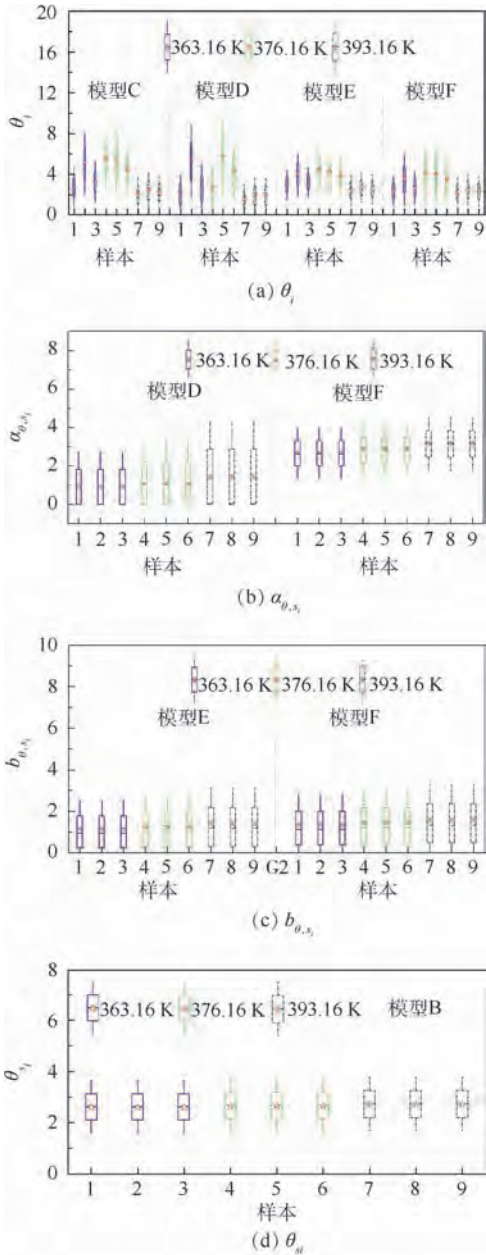


图5 随机相关性模型参数的箱线图

Fig. 5 Boxplots of parameters of random correlation model

代入式(3)和式(4),并由式(2)得到边缘退化过程的可靠度函数  $R_1(t) = 1 - F_{W_{rdv1}}(t)$ ,  $R_2(t) = 1 - F_{W_{rdv2}}(t)$ 。将  $R_1(t)$ 、 $R_2(t)$  及表4模型C中参数估计值代入式(8),可得可靠度函数的解析结果  $R_a(t)$  为

$$R_a(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} -\frac{1}{\theta} \ln \left( 1 + \frac{(e^{-\theta R_1(t)} - 1)(e^{-\theta R_2(t)} - 1)}{e^{-\theta} - 1} \right) \cdot \frac{1}{2.357\sqrt{2\pi}} \exp \left( -\frac{(\theta - 3.677)^2}{11.11} \right) d\theta \quad (14)$$

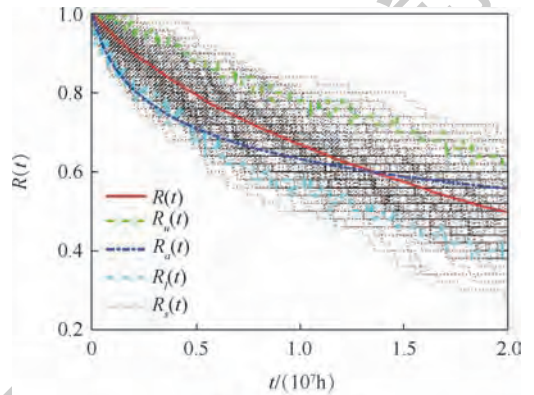
式中:

$$R_1(t) = F_{8.896} \left[ \frac{4.9376(10 - 0.0747t^{0.2596})}{\sqrt{0.0813t^{0.5192} + t^{0.2596}}} \right]$$

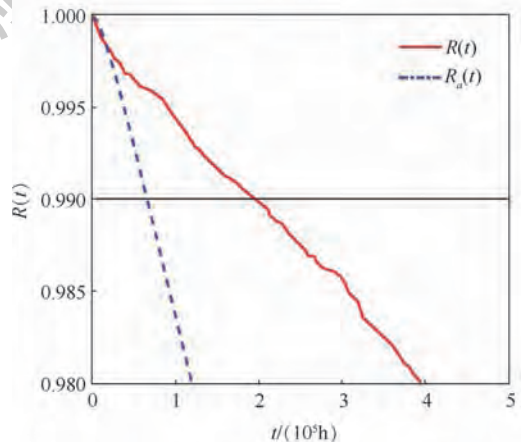
$$R_2(t) = F_{12.054} \left[ \frac{2.2897(8 - 0.182t^{0.217})}{\sqrt{0.1212t^{0.434} + t^{0.217}}} \right]$$

按照第5节基于蒙特卡罗的算法计算可靠度值:采用模型C的参数估计值,并在区间  $[0, 2 \times 10^7]$  上设置测量时刻数  $M = 4000$ , 单次仿真样本数量  $N = 200$ , 循环次数  $L = 200$ , 得到仿真结果如图6所示。图6(a)中  $R_s(t)$  是仿真所得  $L$  条可靠度曲线,  $R(t)$  则是所有仿真结果  $R_s(t)$  各个时刻的可靠度均值曲线,  $R_u(t)$  和  $R_l(t)$  分别是仿真结果  $R_s(t)$  各个时刻的可靠度值的95%置信区间的上下限。  $R_a(t)$  是解析结果的可靠度曲线。尽管各个测量时刻的置信区间上下限值连线并不严格降低,但整体呈明显下降趋势。

图6(a)表明,虽然解析结果在仿真结果置信区间范围内,但相比于仿真结果均值曲线,明显低估可靠度值。对于板级电路板等高可靠性长寿命产品的基础组成部件,对其可靠度往往要求保持在0.99,甚至更高,因而计算得到了  $R(t)$  和  $R_a(t)$  可靠度值降至0.99时的寿命值分别约为194214h(约22年),69972h(约8年),如图6(b)所示。文献[18]以测试值通常都应服从正态分布为依据,采用了二元联合正态分布进行可靠性评估。可见文献[18]对加速退化数据



(a) 可靠度为0.2~1.0



(b) 可靠度为0.98~1.00

图6 可靠度曲线

Fig. 6 Reliability curves

模型分析过于主观,其计算得到该产品可靠度为 0.95 时的可靠寿命约为 22.69 年,相比于本文结果,相对保守。

## 7 结 论

本文研究了加速应力下电子部件二元随机相关性能退化可靠性评估,结论如下:

1) 采用考虑随机影响的 Wiener 过程模型进行边缘分布建模,能描述性能退化过程的个体差异性,提高性能退化建模精度。Wiener 过程模型随机参数的箱线图,能较好地反映性能退化过程的个体差异性,是判断产品是否具有个体差异性的有效方法。

2) 产品个体差异性不仅仅体现在性能退化过程中,而且体现在产品间相关关系的差异。随机相关模型能较好地描述相关关系的差异性,是对考虑随机影响的随机过程可靠性建模地进一步完善。

3) 采用散点图、DIC 值和 Kendall  $\tau$  的非参数估计值能较好地实现基于 Copula 函数的随机相关模型选择。

4) 基于蒙特卡罗的可靠度计算方法,能避免可靠度计算对模型方差值的依赖,具有更好的适用性和准确性。

## 参考文献 (References)

[1] WANG X. Wiener processes with random effects for degradation data[J]. *Journal of Multivariate Analysis*, 2010, 101(1): 340-351.

[2] YE Z S, CHEN N, SHEN Y. A new class of Wiener process models for degradation analysis[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2015, 139(1): 58-67.

[3] RODRÍGUEZ-PICÓN L. Reliability assessment for systems with two performance characteristics based on gamma processes with marginal heterogeneous random effects[J]. *Eksplotacja i Niezawodność-Maintenance and Reliability*, 2017, 19(1): 8-18.

[4] PENG W W, LI Y, YANG Y, et al. Inverse Gaussian process models for degradation analysis: A Bayesian perspective[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2014, 130(6): 175-189.

[5] YE Z S, CHEN N. The inverse Gaussian process as a degradation model[J]. *Technometrics*, 2014, 56(3): 302-311.

[6] PADGETT W J, TOMLINSON M A. Inference from accelerated degradation and failure data based on Gaussian process models[J]. *Lifetime Data Analysis*, 2004, 10(2): 191-206.

[7] 潘正强,周经伦,彭宝华.基于 Wiener 过程的多应力加速退化试验设计[J]. *系统工程理论与实践*, 2009, 29(8): 64-71.

PAN Z Q, ZHOU J L, PENG B H. Design of accelerated degradation tests with several stresses based on Wiener process[J]. *Systems Engineering-Theory & Practice*, 2009, 29(8): 64-71

(in Chinese).

[8] LIM H, YUM B J. Optimal design of accelerated degradation tests based on Wiener process models[J]. *Journal of Applied Statistics*, 2011, 38(2): 309-325.

[9] SUNG S, YUM B J. Optimal design of step-stress accelerated degradation tests based on the Wiener degradation process[J]. *Quality Technology & Quantitative Management*, 2016, 13(4): 367-393.

[10] WHITMORE G A, SCHENKELBERG F. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation[J]. *Lifetime Data Analysis*, 1997, 3(1): 27-45.

[11] HAN W, YU Z, MA X B. Mechanism equivalence in designing optimum step-stress accelerated degradation test plan under Wiener process[J]. *IEEE Access*, 2018, 6: 4440-4451.

[12] 王浩伟,徐廷学,赵建忠.融合加速退化和现场实测退化数据的剩余寿命预测方法[J]. *航空学报*, 2014, 35(12): 3350-3357.

WANG H W, XU T X, ZHAO J Z. Residual life prediction method fusing accelerated degradation data and field degradation data[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(12): 3350-3357 (in Chinese).

[13] 盖炳良,滕克难,王浩伟,等.基于加速因子的 Wiener 退化产品可靠性评估方法[J]. *战术导弹技术*, 2017(6): 25-30.

GAI B L, TENG K N, WANG H W, et al. Reliability assessment approach for Wiener-type degradation based on acceleration factor[J]. *Tactical Missile Technology*, 2017(6): 25-30 (in Chinese).

[14] 盖炳良,滕克难,王浩伟,等.基于加速因子不变原则的加速度计可靠性分析[J]. *中国惯性技术学报*, 2018, 26(6): 835-840.

GAI B L, TENG K N, WANG H W, et al. Reliability analysis for accelerometers based on invariant principle of acceleration factor[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(6): 835-840 (in Chinese).

[15] 王浩伟,滕克难,李军亮.随机环境应力冲击下基于多参数相关退化的导弹部件寿命预测[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3404-3412.

WANG H W, TENG K N, LI J L. Lifetime prediction for missile components based on multiple parameters correlative degrading with random shocks of environmental stresses[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3404-3412 (in Chinese).

[16] 盖炳良,滕克难,唐金国,等.基于马氏距离的二元退化可靠性分析[J]. *系统工程与电子技术*, 2019, 41(3): 686-692.

GAI B L, TENG K N, TANG J G, et al. Reliability analysis for bivariate degradation process based on Mahalanobis distance[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2019, 41(3): 686-692 (in Chinese).

[17] 张志鹏.系统多元相关退化过程建模及可靠度评估方法研究[D].成都:电子科技大学,2016:19-20.

ZHANG Z P. Multivariate correlated degradation modeling and reliability assessment for engineering systems[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016: 19-20 (in Chinese).

[18] 申晔.多退化系统加速退化试验方法与应用研究[D].长

沙:国防科学技术大学,2011:41-43.

SHEN Y. Research on methods and applications of accelerated degradation testing for multiple degradation system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011:41-43 (in Chinese).

作者简介:

盖炳良 男,博士研究生。主要研究方向:装备可靠性评估、加速试验技术等。

滕克难 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:装备延寿理论与技术。

## Reliability assessment for electronic components with bivariate accelerated degradation based on random correlation

GAI Bingliang<sup>1,2</sup>, TENG Kenan<sup>1,\*</sup>, WANG Haowei<sup>1</sup>, WANG Wenshuang<sup>1</sup>, CHEN Jian<sup>1</sup>, HUAN Jing<sup>3</sup>

(1. Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. Unit 91115 of the PLA, Zhoushan 316000, China;

3. School of Computer Science, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang 212003, China)

**Abstract:** Targeting at the difficulty of reliability analysis for electronic components with bivariate correlation accelerated degradation data, a reliability assessment method based on random correlation is proposed. The Wiener process model with random effect is used to model the marginal degradation process considering the individual difference, and the relationship between model parameters and acceleration stress is established by using acceleration factor constant principle. Then, a bivariate degradation model with random correlation based on Copula function is established. A two-stage Bayesian method is introduced to facilitate the parameter estimation, and the scatter plots, deviance information criterion (DIC) and the non-parametric estimation of Kendall  $\tau$  are used for random correlation model selection. The reliability calculation is carried out by Monte Carlo simulation method. Finally, an example is used to verify the effectiveness of the proposed method. The paper has significant meaning for the storage reliability assessment considering individual differences.

**Keywords:** reliability assessment; accelerated degradation data; bivariate degradation; random correlation; electronic component

**Received:** 2019-03-27; **Accepted:** 2019-05-28; **Published online:** 2019-06-06 10:17

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190605.1453.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190605.1453.002.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (51605487)

\* **Corresponding author.** E-mail: Tengkn@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn      jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0140

# 基于 SD-LCMV 算法的 FDA 平台外干扰抑制



王博<sup>1</sup>, 谢军伟<sup>1,\*</sup>, 张晶<sup>2</sup>, 葛佳昂<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051; 2. 陕西交通职业技术学院, 西安 710018)

**摘 要:** 针对频率分集阵列(FDA)接收机在抑制与目标位置接近的平台外干扰过程中,最小方差无失真响应(MVDR)波束形成器在阵元数较大、导向矢量失配情况下出现的主瓣畸变问题展开分析。在采用重叠正弦频率分集阵列接收结构代替一维均匀线性频率分集阵列(ULA-FDA)接收的基础上,通过可变加载约束的最速下降线性约束最小方差(SD-LCMV)准则求解导向矢量失配时的权矢量,实现对阵列方向图主瓣的有效纠偏和保形。仿真验证了采用正弦频控函数的重叠子阵 FDA 阵列具有最佳的主瓣宽度和低旁瓣特性。当存在 2° 的指向误差时,正弦频控函数的重叠子阵 FDA 阵列经导向矢量修正得到的阵列方向图在有效抑制干扰的同时能够实现主瓣的纠偏和保形。

**关键词:** 频率分集阵列(FDA); 重叠子阵; 最小方差无失真响应(MVDR)波束形成器; 最速下降线性约束最小方差(SD-LCMV)波束形成器; 干扰抑制

**中图分类号:** TN95

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2247-10

与相控阵(Phased Array, PA)不同,频率分集阵列(Frequency Diverse Array, FDA)通过在阵元之间引入远小于载频 $f_0$ 的频差 $\Delta f$ 控制相邻阵元的相差从而形成具有时间-角度-距离相关性的波束指向<sup>[1-2]</sup>。文献[3-5]系统综述了目前 FDA 领域研究的主要进展以及亟待解决的关键技术问题。对于收发共型的一维均匀线性频率分集阵列(Uniform Linear Array Frequency Diverse Array, ULA-FDA),在接收端可通过基于频域滤波及基于正交波形 2 种方法实现信号分离,从而得到基于梳状滤波器的 FDA(Frequency Diverse Array Based on Frequency Filter, FDA-BFF)和多输入多输出 FDA(Frequency Diverse Array based on Multiple-Input Multiple-Output, FDA-MIMO)接收机结构<sup>[6-8]</sup>。支援干扰机可通过在防区外释放强噪声或密集假目标信号的方式在作战区域形成一定的干扰扇面,以掩护作战飞机突防。此时,作战飞机

与干扰机处于不同的空间位置,可通过空域滤波技术最大化目标方向接收增益,同时对干扰方向增益置零。基于 FDA 的自适应波束形成方法中双边最小方差无失真响应(Two-Side Minimum Variance Distortionless Response, TS-MVDR)波束形成器能够有效降低经典最小方差无失真响应(Minimum Variance Distortionless Response, MVDR)波束形成器的计算复杂度,但当估计的导向矢量存在误差时,波束形成器的输出性能会严重下降。

针对这一问题,本文在将重叠子阵结构代替 ULA-FDA 作为接收阵列的基础上,采用可变加载约束的最速下降线性约束最小方差(Steepest Descent Linear Constrained Minimum Variance, SD-LCMV)算法计算导向矢量失配时的最优权矢量,实现了阵列方向图主瓣的纠偏和保形。最后,仿真验证了本文分析的正确性。

收稿日期: 2019-04-01; 录用日期: 2019-06-28; 网络出版时间: 2019-07-10 10:47

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190708.1558.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190708.1558.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金(61503408)

\*通信作者. E-mail: xjw\_xjw\_123@163.com

**引用格式:** 王博, 谢军伟, 张晶, 等. 基于 SD-LCMV 算法的 FDA 平台外干扰抑制[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2247-2256. WANG B, XIE J W, ZHANG J, et al. FDA platform external interference suppression based on SD-LCMV algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2247-2256 (in Chinese).

# 1 模型假设

图1为ULA-FDA的基本结构。

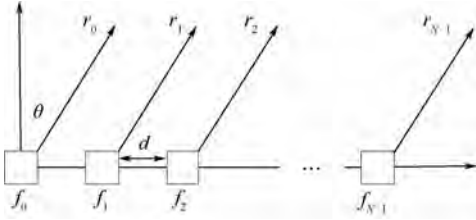


图1 ULA-FDA 基本结构

Fig.1 Basic configuration of ULA-FDA

窄带条件下,设载波频率为 $f_0$ ,则第 $n$ 个阵元对空辐射信号的载频为

$$f_n = f_0 + n\Delta f \quad n = 0, 1, \dots, N-1 \quad (1)$$

第 $n$ 个阵元发射信号可表示为

$$s_n(t) = \exp(j2\pi f_n t) \quad n = 0, 1, \dots, N-1 \quad (2)$$

阵元 $n$ 发射的信号到达远场点观测点 $(R, \theta)$ 的信号表达式为

$$s_m(t) = \exp\left[j2\pi f_n \left(t - \frac{r_n}{c}\right)\right] \quad (3)$$

式中:阵元 $n$ 到目标点的距离 $r_n = R - nd\sin\theta$ , $R$ 为参考阵元到目标点的距离, $d$ 为阵元间距; $c$ 为光速。一般地,阵元 $n$ 与阵元 $n-1$ 发射的信号传播到远场点观测点 $(R, \theta)$ 时所形成的相位差为

$$\Delta\psi = 2\pi f_n \left(t - \frac{r_n}{c}\right) - 2\pi f_{n-1} \left(t - \frac{r_{n-1}}{c}\right) = \frac{2\pi f_0 d \sin\theta}{c} + 2\pi \Delta f t - \frac{2\pi \Delta f R}{c} + \frac{2\pi(2n-1)\Delta f d \sin\theta}{c} \quad (4)$$

当 $\Delta f = 0$ 时, $\Delta\psi = \frac{2\pi f_0 d \sin\theta}{c}$ ,FDA退化为

PA。式(4)中的第1项表示阵元信号在观测点处的相位差,这是由阵元间传播距离差引起的;第2项表明 $\Delta\psi$ 是时间的函数,针对FDA方向图特性研究的文献中多取 $t = 0$  s,以研究静止状态下的FDA特性;第3项表明 $\Delta\psi$ 与距离 $R$ 及频偏 $\Delta f$ 相关,这一项是FDA辐射方向图具有距离相关性的基础;由于 $f_0 \gg N \cdot \Delta f$ ;第4项在运算中经常可以忽略。综上所述,式(4)可简化为

$$\Delta\psi \approx 2\pi \Delta f t + \frac{2\pi f_0 d \sin\theta}{c} - \frac{2\pi \Delta f R}{c} = \Delta\psi_1 + \Delta\psi_2 \quad (5)$$

式中: $\Delta\psi_1 = 2\pi \Delta f t$ 为两相邻阵元初始信号因脉宽产生的时变相位差; $\Delta\psi_2 = 2\pi \left[ \frac{f_0 d \sin\theta}{c} - \frac{\Delta f R}{c} \right]$ 为

电磁波传播过程中由于频差及波程差造成的相位差,该相位差与距离、角度呈线性关系。

采用如图1所示的阵列作为收发共型阵,信号在发射端经赋相或加权后向空间辐射,经目标二次反射回接收阵列,在接收端通过采用不同的滤波方式可以构成相应的发射-接收机结构。文献[8-9]中对带限相干处理、全波段相干处理、全波段伪相干处理这3种FDA阵列接收端信号处理机制与FDA-PA、FDA-BFF、FDA-MIMO接收机结构的对应关系做了详细的分析。本文基于文献中关于FDA阵列3种接收端信号处理机制的分析,对基于PA雷达、FDA-BFF以及FDA-MIMO结构的MVDR波束形成器的干扰抑制性能做进一步的分析。

## 1.1 MVDR 算法模型

假设一PA雷达包含 $M$ 个全向阵元,目标位于空间 $(R_s, \theta_s)$ 处,另有 $Z$ 个干扰源,空间位置分别为 $(R_i, \theta_i)$ , $i = 1, 2, \dots, Z$ ,则PA的接收信号可表示为

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{a}(\theta_s) s(t) + \sum_{i=1}^Z \mathbf{a}(\theta_i) j_i(t) \quad (6)$$

式中: $s(t)$ 为有用信号; $\mathbf{J}(t) = [j_1(t), j_2(t), \dots, j_Z(t)]$ 为干扰信号集; $\mathbf{a}(\theta)$ 为PA的接收导向矢量,即

$$\mathbf{a}(\theta) = [1 \quad e^{-j(2\pi f_0 d \sin\theta/c)} \quad \dots \quad e^{-j(Z-1)(2\pi f_0 d \sin\theta/c)}] \quad (7)$$

阵列输出可表示为

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_s) s(t) + \sum_{i=1}^Z \mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_i) j_i(t) + \mathbf{n}(t) \quad (8)$$

式中: $\mathbf{w}^H$ 为接收端加权矢量; $\mathbf{n}(t)$ 为接收机噪声矢量。MVDR波束形成准则可表述为<sup>[10]</sup>

$$\begin{aligned} & \min_{\mathbf{w}} \mathbf{w}^H \mathbf{R} \mathbf{w} \\ & \text{s. t. } \mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_s) = 1, \mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_i) = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

求解式(9),可得对应的加权矢量为

$$\mathbf{w} = \frac{\mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(\theta_s)}{\mathbf{a}^H(\theta_s) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(\theta_s)} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{R} = E[\mathbf{x}_J(t) \mathbf{x}_J^H(t)]$ , $\mathbf{x}_J(t) = \mathbf{J}(t) + \mathbf{n}(t)$ 。数字波束的输出性能常用输出信干噪比(SINR)表示,即

$$\text{SINR}_{\text{PA}} = \frac{|\mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_s)|^2}{\mathbf{w}^H \mathbf{R}^{-1} \mathbf{w} - |\mathbf{w}^H \mathbf{a}(\theta_s)|^2} \quad (11)$$

## 1.2 MVDR 算法应用

将FDA-BFF、FDA-MIMO接收机结构的导向矢量代入式(10),即可求得相应的最优加权矢量。对FDA-BFF结构,阵列输出为

$$y(t) = \mathbf{w}^H \mathbf{a}(R_0, \theta_0) s(t) + \sum_{i=1}^K \mathbf{w}^H \mathbf{a}(R_i, \theta_i) j_i(t) + \mathbf{n}(t)$$

$$\mathbf{n}(t) = \mathbf{w}^H [\mathbf{a}(R_0) * \mathbf{a}(\theta_0)] s(t) + \sum_{i=1}^K \mathbf{w}^H [\mathbf{a}(R_i) * \mathbf{a}(\theta_i)] j_i(t) + \mathbf{n}(t) \quad (12)$$

式中:  $\mathbf{a}(R) = [1 \quad e^{j(2\pi\Delta R/c)} \quad \dots \quad e^{j(N-1)(\Delta R/c)}]$ ;  $\mathbf{a}(\theta) = [1 \quad e^{-j(2\pi f_0 d \sin \theta/c)} \quad \dots \quad e^{-j(N-1)(2\pi f_0 d \sin \theta/c)}]$ ;

\* 表示 Hadamard 积。将导向矢量代入式(10), 得接收端加权矢量为

$$\mathbf{w}_{\text{BFF}} = \frac{\mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(R_s, \theta_s)}{\mathbf{a}^H(R_s, \theta_s) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(R_s, \theta_s)} \quad (13)$$

输出信干噪比可为

$$\text{SINR}_{\text{BFF}} = \frac{|\mathbf{w}_{\text{BFF}}^H \mathbf{a}(R_s, \theta_s)|^2}{\mathbf{w}_{\text{BFF}}^H \mathbf{R}^{-1} \mathbf{w}_{\text{BFF}} - |\mathbf{w}_{\text{BFF}}^H \mathbf{a}(R_s, \theta_s)|^2} \quad (14)$$

对 FDA-MIMO 结构, 阵列输出可表示为

$$y(t) = \mathbf{w}^H [\mathbf{a}(R_0, \theta_0) \otimes \mathbf{b}(\theta_0)] s(t) + \mathbf{w}^H \sum_{i=1}^K [\mathbf{a}_0(R_i, \theta_i) \otimes \mathbf{b}_m(\theta_i)] j_i(t) + \mathbf{n}(t) \quad (15)$$

式中:  $\otimes$  表示克罗内克积;  $\mathbf{b}(\theta) = \mathbf{a}(\theta)$ 。由式(15)可得, 相比于 PA 雷达和 FDA-BFF 结构, FDA-MIMO 结构具备二维空域的干扰抑制能力, 只要干扰与目标在距离、角度一维可分辨, 就能够在保持目标增益的同时对于干扰进行抑制, 干扰抑制能力更强。此时, 接收端加权矢量可表示为

$$\mathbf{w}_{\text{MIMO}} = \frac{\mathbf{R}^{-1} [\mathbf{a}(R_0, \theta_0) \otimes \mathbf{b}(\theta_0)]}{[\mathbf{a}(R_0, \theta_0) \otimes \mathbf{b}(\theta_0)]^H \mathbf{R}^{-1} [\mathbf{a}(R_0, \theta_0) \otimes \mathbf{b}(\theta_0)]} \quad (16)$$

输出信干噪比可表示为

$$\text{SINR}_{\text{MIMO}} = \frac{|\mathbf{w}_{\text{MIMO}}^H \mathbf{a}(R_s, \theta_s)|^2}{\mathbf{w}_{\text{MIMO}}^H \mathbf{R}^{-1} \mathbf{w}_{\text{MIMO}} - |\mathbf{w}_{\text{MIMO}}^H \mathbf{a}(R_s, \theta_s)|^2} \quad (17)$$

### 1.3 TS-MVDR 算法在 FDA-MIMO 中的应用

为解决式(10)在 FDA-MIMO 中直接应用算法复杂度过高的问题, 充分利用 MIMO 导向矢量中的克罗内克结构, 采用 TS-MVDR<sup>[8]</sup> 进行最优权矢量求解, 即将 MIMO 波束形成过程虚拟为发射波束形成和接收波束形成 2 个过程, 两过程中的导向矢量分别为  $\mathbf{a}(R, \theta)$  和  $\mathbf{b}(\theta)$ , 利用式(9)分别求取对应过程的最优权矢量, 再求取两最优权矢量的克罗内克积作为最终的权重矢量, 该过程可描述为

$$\begin{cases} \mathbf{w}_{\text{MIMO}} = \mathbf{w}_1 \otimes \mathbf{w}_2 \\ \mathbf{w}_1 = \frac{\mathbf{R}^{-1} \mathbf{b}(\theta_0)}{\mathbf{b}^H(\theta_0) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{b}(\theta_0)} \\ \mathbf{w}_2 = \frac{\mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(R_0, \theta_0)}{\mathbf{a}^H(R_0, \theta_0) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}(R_0, \theta_0)} \end{cases} \quad (18)$$

假设 FDA-MIMO 拥有  $N$  个阵元, MVDR 波束

形成器需通过式(15)求解  $N^2$  个系数向量; 而 TS-MVDR 相当对单一子阵、子列分别进行 MVDR 波束形成, 最后通过克罗内克积综合为一个权矢量, 仅需求解  $2N$  个系数向量, 大大降低了计算量。

## 2 子阵 FDA 结构分析

图 1 所示基本 FDA 阵列在阵元间引入固定的频偏增量, 其“S 型”的方向图中存在着距离-角度耦合的问题, 这一耦合是由于频偏增量与阵元间距的线性递增同步而导致的<sup>[11-12]</sup>。通过在阵元间引入非线性频偏增量或者将阵列结构划分为不同的子阵结构都可以打破这种同步, 从而实现方向图的距离-角度解耦<sup>[13-16]</sup>。图 2 为单边子阵、中心对称子阵、重叠子阵以及交叉子阵 FDA 的阵列结构<sup>[17-19]</sup>。

本文采用旁瓣最低的重叠子阵 FDA 结构

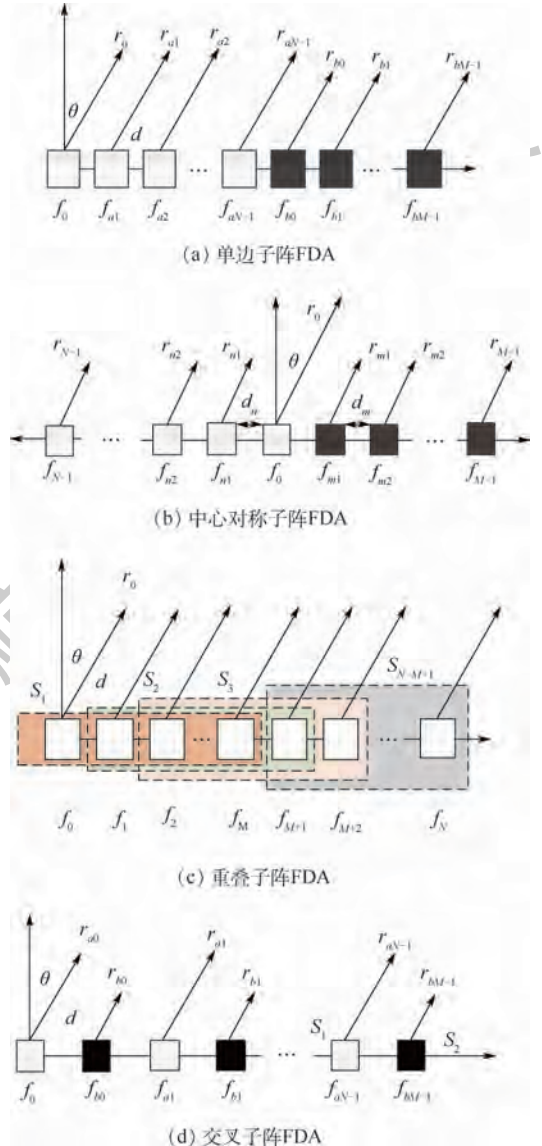


图 2 子阵 FDA 结构

Fig. 2 Configuration of subarray-based FDAs

代替基本的 ULA-FDA 作为收发共型阵,同时将正弦形式的非线性频偏增量引入重叠正弦 FDA 阵列。图 2(c)的重叠子阵 FDA 中从参考阵元开始依次构建阵元数为  $M$  的子阵列,相邻子阵间不完全重叠。假定 ULA-FDA 阵列阵元数为  $N$ ,子阵的阵元数为  $M$ ,则可以构建出  $N - M + 1$  个子阵列。第  $l$  个子阵在远场位置处的信号形式为

$$\mathbf{x}_l(t, \theta, R) = [\mathbf{w}_l^H \mathbf{u}_l(\theta, R)] s_l(t) \quad (19)$$

式中:  $s_l(t)$  为第  $l$  个子阵的发射波形;  $\mathbf{w}_l$  为权矢量;  $\mathbf{u}_l$  为导向矢量,即

$$\mathbf{u}_l(\theta, R) = [e^{j\beta_{1,l}} \quad e^{j\beta_{2,l}} \quad \dots \quad e^{j\beta_{M,l}}] \quad (20)$$

$$\beta_{m,l} = 2\pi[\Delta f(R/c) + f_0 m d \sin \theta / c] \quad (21)$$

### 3 可变加载约束 SD-LCMV 算法

MVDR 波束形成器假定干扰的空间位置已知,但实际上干扰源位置的估计必定存在一定的误差,在导向矢量出现失配的情况下, MVDR 波束形成器在抑制主瓣干扰的过程中会出现主瓣偏移和畸变,副瓣升高以及输出信噪比降低的问题。当估计的导向矢量存在误差时,真实的期望信号会被当作干扰抑制, MVDR 波束形成器收敛到估计的导向矢量上,以  $\bar{\mathbf{a}}$  表示估计的导向矢量,即  $\mathbf{w}^H \bar{\mathbf{a}} = 1$  和  $\mathbf{w}^H \mathbf{a} = 0$  [20-21]:

$$\mathbf{w}^H (\bar{\mathbf{a}} - \mathbf{a}) = 1 \quad (22)$$

可变加载约束 SD-LCMV 算法通过对权重矢量的范数设置一个上界约束,从而提高波束形成器的稳健性能。将式(9)的优化问题模型改写为  $\min \mathbf{w}^H \mathbf{R} \mathbf{w}$  s. t.  $\mathbf{w}^H \bar{\mathbf{a}} = 1, \|\mathbf{w}\|^2 \leq \delta$  (23) 式中:  $\delta$  表示约束上界。采用拉格朗日乘子法构造代价函数:

$$J = \mathbf{w}^H \mathbf{R} \mathbf{w} + \lambda (\mathbf{w}^H \bar{\mathbf{a}} - 1) + \eta (\mathbf{w}^H \mathbf{w} - \delta) \quad (24)$$

采用最速下降方向即负梯度方向作为搜索方向,得到权矢量的迭代公式为

$$\mathbf{w}(n+1) = \mathbf{w}(n) - \mu (2\mathbf{R} \mathbf{w} + \lambda \bar{\mathbf{a}} + \eta \mathbf{w}) \quad (25)$$

式中:  $\mu$  为迭代步长。将式(25)代入约束条件  $\mathbf{w}^H (n+1) \bar{\mathbf{a}} = 1$ , 可求得  $\lambda$  的表达式为

$$\lambda(n) = (\mu \bar{\mathbf{a}}^H \bar{\mathbf{a}})^{-1} [\bar{\mathbf{a}}^H \mathbf{w}(n) - 2\mu \mathbf{R} \mathbf{w}(n) - 1 - \mu \eta \bar{\mathbf{a}}^H \mathbf{w}] \quad (26)$$

将式(26)代入式(25)中,得到权重迭代公式为

$$\mathbf{w}(n+1) = \mathbf{P}[\mathbf{w}(n) - \mu \mathbf{y}^H(n) \mathbf{x}(n)] + \mathbf{F} - \eta \mu \mathbf{P} \mathbf{w}(n) \quad (27)$$

式中:  $\mathbf{P} = \mathbf{I} - \bar{\mathbf{a}} (\bar{\mathbf{a}}^H \bar{\mathbf{a}})^{-1} \bar{\mathbf{a}}^H$ ,  $\mathbf{F} = \bar{\mathbf{a}} (\bar{\mathbf{a}}^H \bar{\mathbf{a}})^{-1}$ , 将式(27)代入约束条件  $\|\mathbf{w}(n+1)\|^2 = \mathbf{w}^H (n+1) \cdot \mathbf{w}(n+1) \leq \delta$  中可得关于  $\eta$  的一元二次方程为

$$b_1 \eta^2 + b_2 \eta + b_3 = 0 \quad (28)$$

其中:

$$b_1 = [\mu \mathbf{P} \mathbf{w}(n)]^H [\mu \mathbf{P} \mathbf{w}(n)] \quad (29)$$

$$b_3 = \|\mathbf{P}[\mathbf{w}(n) - \mu \mathbf{y}^H(n) \mathbf{x}(n)] + \mathbf{F}\|^2 - \delta \quad (30)$$

$$b_2 = -2\text{Re}\{[\mu \mathbf{P} \mathbf{w}(n)]^H [\mathbf{P}(\mathbf{w}(n) - \mu \mathbf{y}^H(n) \mathbf{x}(n)) + \mathbf{F}]\} \quad (31)$$

求解可得  $\eta$ 。式中:  $\text{Re}[\ ]$  表示取实部。同时,根据式(32)在最速下降方向上搜索真实导向矢量:

$$\mathbf{a}(n+1) = \mathbf{a}(n) - \mu [2\mathbf{w}(n+1) + 2\lambda \mathbf{a}(n) - \lambda \bar{\mathbf{a}}(n)] \quad (32)$$

### 4 仿真分析

假设阵元间距  $d = c/(2f_0)$ ,  $f_0 = 10 \text{ GHz}$ ,  $\Delta f = 10 \text{ kHz}$ ,  $t = 0 \text{ s}$ , 仿真验证本文分析的有效性。

**仿真 1** 3种阵列的干扰抑制特性分析。

本例中考虑 30 阵元的 FDA 阵列,假设目标位置为  $(30 \text{ km}, 30^\circ)$ , 干扰位于  $(32 \text{ km}, 31^\circ)$ , 基于 PA、FDA-BFF 结构的 MVDR 阵列方向图分别如图 3 和图 4 所示。改变干扰位置,设干扰位于  $(32 \text{ km}, 42^\circ)$  处,得基于 MVDR 的 FDA-BFF 阵列

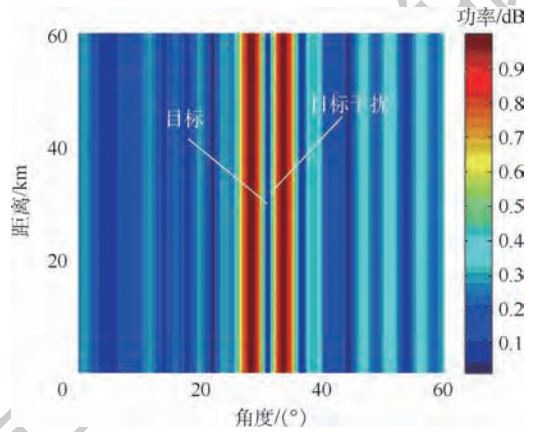


图 3 PA 的阵列方向图 ( $N = 30$ )

Fig. 3 PA beampattern ( $N = 30$ )

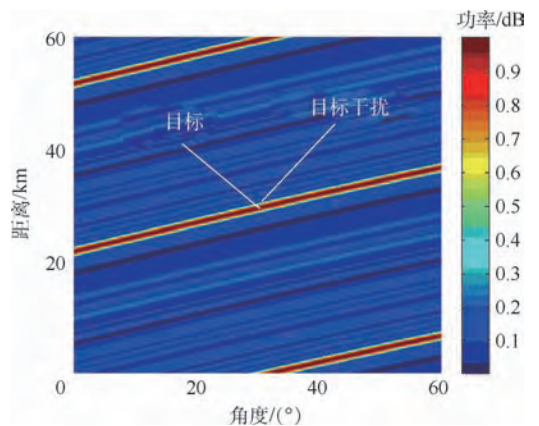


图 4 基于 MVDR 的 FDA-BFF 阵列方向图 ( $N = 30$ )

Fig. 4 FDA-BFF beampattern based on MVDR ( $N = 30$ )

方向图如图 5 所示。对于 FDA-MIMO 结构,由于 MIMO 的结构复杂性,MVDR 波束形成器并不适用于大规模的 FDA-MIMO 阵列。当干扰位于  $(32 \text{ km}, 31^\circ)$ ,当阵元数分别为 9、30 时,基于 FDA-MIMO 结构的 MVDR 波束形成器的阵列方向图如图 6 和图 7 所示。图 8 仿真了干扰位于  $(33 \text{ km}, 31^\circ)$  时基于 TS-MVDR 的 FDA-MIMO 阵列方向图。

一般情况下,PA 结构可以在干扰角度形成一

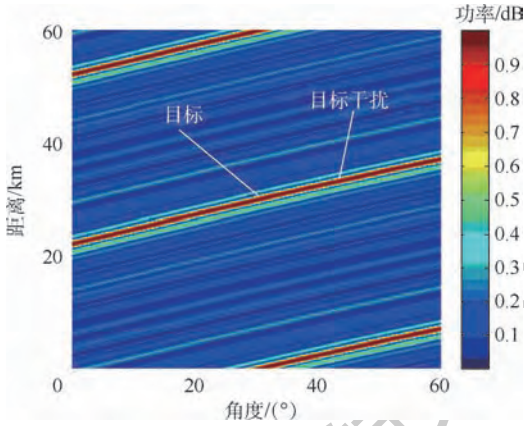


图 5 基于 MVDR 的 FDA-BFF 阵列方向图 ( $N = 30$ )  
Fig. 5 FDA-BFF beam pattern based on MVDR ( $N = 30$ )

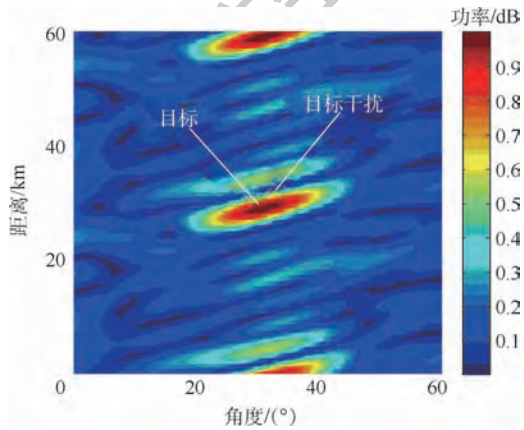


图 6 基于 MVDR 的 FDA-MIMO 阵列方向图 ( $N = 9$ )  
Fig. 6 FDA-MIMO beam pattern based on MVDR ( $N = 9$ )

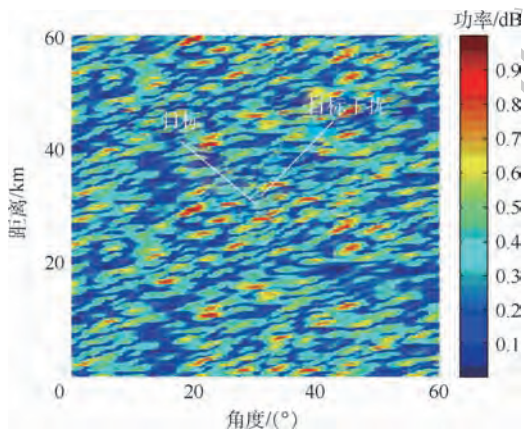


图 7 基于 MVDR 的 FDA-MIMO 阵列方向图 ( $N = 30$ )  
Fig. 7 FDA-MIMO beam pattern based on MVDR ( $N = 30$ )

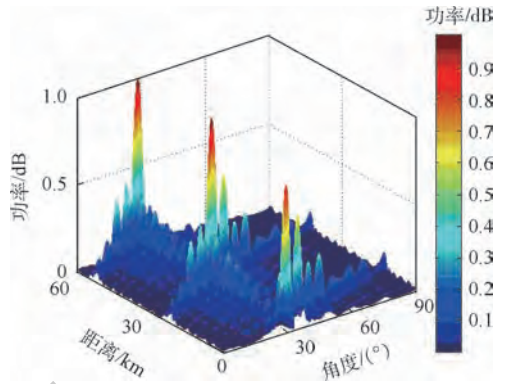


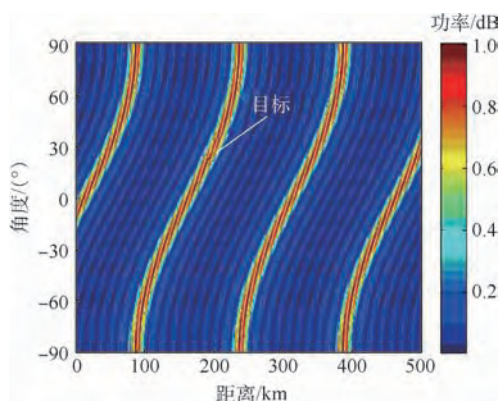
图 8 基于 TS-MVDR 的 FDA-MIMO 阵列方向图 ( $N = 30$ )  
Fig. 8 FDA-MIMO beam pattern based on TS-MVDR ( $N = 30$ )

条仅与角度相关而与距离无关的“零陷带”。但当干扰与目标角度接近时,由图 3 可知,PA 的阵列方向图会出现主瓣畸变的问题。由于 FDA 阵元间频偏增量的原因,图 4 中的 FDA-BFF 结构的波束指向具有距离角度二维相关性,可在  $(32 \text{ km}, 31^\circ)$  干扰位置处形成零陷的同时,在目标位置处保持增益。由图 5 可知,当干扰的空间位置满足 FDA-BFF 结构波束的距离-角度耦合关系时,即干扰位于 FDA-BFF 的空域主瓣内时,FDA-BFF 形成的主瓣在目标位置处依然发生了畸变,波束形成器输出性能也出现了下降。

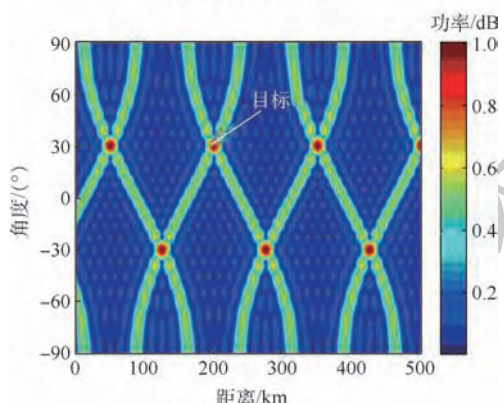
由图 6 和图 7 可知,当  $N = 9$  时,通过应用一维 MVDR 能够得到在目标处增益最大,在干扰处增益置零的方向图;但当  $N = 30$  时,虽然在干扰位置处仍能形成零陷,但方向图出现较大程度畸变,无法找到相应的主瓣区域。由图 8 可看出,利用 TS-MVDR 算法进行波束形成,在阵元数较大的情况下方向图不会出现严重的畸变;但当干扰与目标角度相近时,仍会产生主瓣畸变。这是因为 TS-MVDR 本质上是对算法计算量的优化,当干扰与目标角度相近时,在对单一子阵、子列分别进行 MVDR 波束形成的过程中已经存在主瓣畸变的问题,求取克罗内克积的过程对主瓣畸变问题没有优化作用。

### 仿真 2 4 种子阵 FDA 的发射方向图对比。

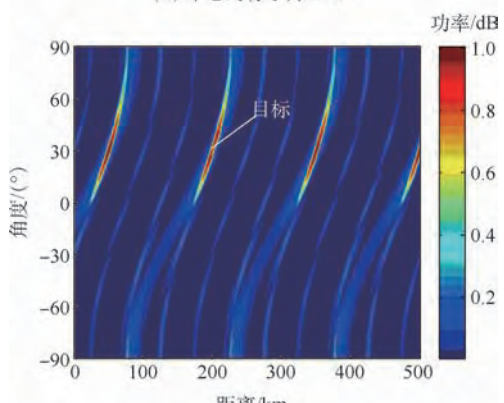
本文的核心是采用非线性频偏增量的重叠子阵 FDA 代替基本 ULA-FDA 作为收发共型阵,在导向矢量存在失配时通过 SD-LCMV 算法求取最优导向矢量。本例中对比分析 4 种子阵 FDA 结构的发射方向图特性。假设基本 ULA-FDA 的阵元数为 20,每个子阵的阵元数为 10,频偏增量  $\Delta f = 2 \text{ kHz}$ 。图 9 为当目标位于  $(200 \text{ km}, 30^\circ)$  时 4 种子阵 FDA 结构的发射方向图。为进一步优化,将正弦形式的非线性频偏引入到 4 种子阵结构中得到了图 10 所示的发射方向图。



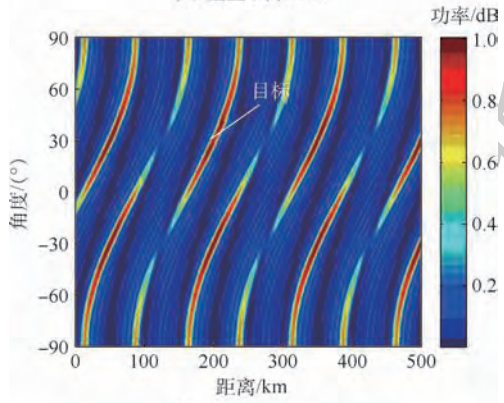
(a) 单边子阵FDA



(b) 中心对称子阵FDA



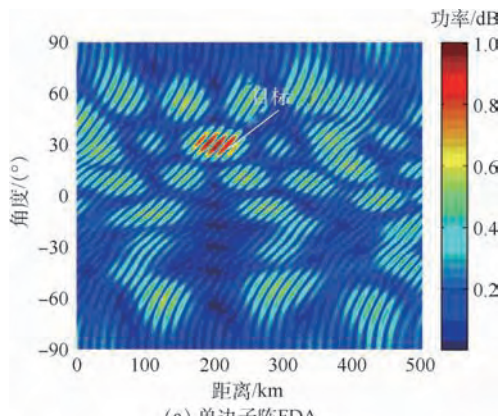
(c) 重叠子阵FDA



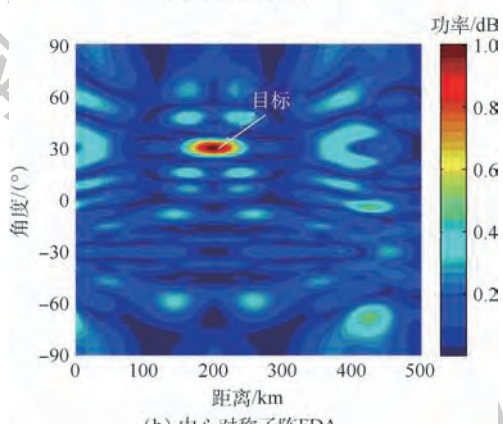
(d) 交叉子阵FDA

图9 子阵FDA发射方向图

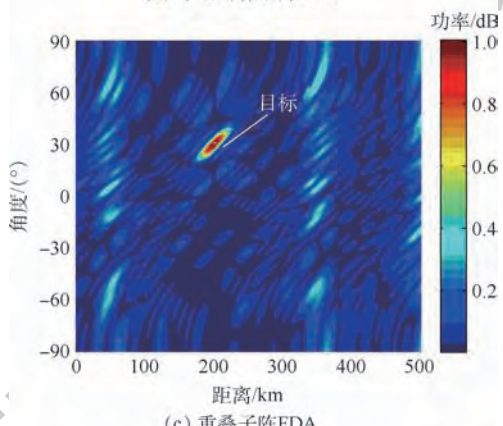
Fig.9 Transmit beampattern of subarray-based FDA



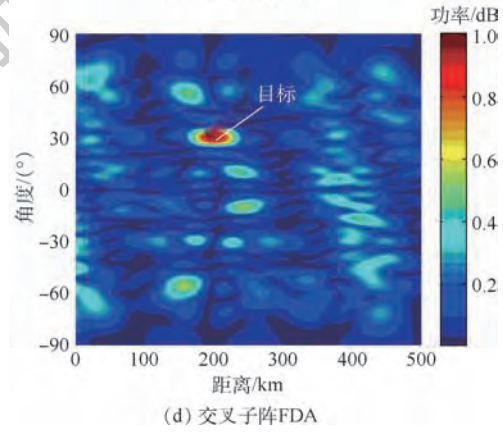
(a) 单边子阵FDA



(b) 中心对称子阵FDA



(c) 重叠子阵FDA



(d) 交叉子阵FDA

图10 采用正弦频偏的子阵FDA发射波束图

Fig.10 Transmit beampattern of subarray-based FDA with sinusoidal frequency offset

与 PA 波束指向只与角度相关而与距离无关不同, FDA 通过在阵元间引入一个固定的频偏增量增加了雷达的自由度,形成了具有距离-角度相关性的波束指向。当基本 FDA 的“S 型”方向图中固有的距离-角度耦合会给波束的精确控制等带来一系列的问题。如图 9 所示,仅将基本的 ULA-FDA 阵列划分为 4 种子阵 FDA 不能有效地实现距离-角度解耦。通过将非线性频偏增量引入到阵列中得到图 10 所示的发射方向图。图 10 中 4 种子阵 FDA 都可在目标位置处形成点状的波束指向,对比主瓣宽度和旁瓣大小,重叠子阵 FDA 具有最优特性。因此,本文后续分析基于重叠子阵 sin-FDA 阵列的 MVDR 波束形成器的干扰抑制特性。

**仿真 3** ULA-FDA 与重叠子阵 sin-FDA 的方向图对比。

阵元数为 20 的 ULA-FDA 阵列可以构成 11 个阵元数为 10 的重叠子阵,远场目标位置处的场强为各子阵场强的叠加。与图 11 中基本 ULA-FDA 发射阵列的多峰值方向图不同,图 12 中重叠子阵 sin-FDA 发射方向图的波束主瓣在目标位置处可以形成点状的发射波束,能够有效消

除静态方向图中的距离-角度耦合。此外,基于中心对称、交叉子阵以及单边子阵结构的 FDA 发射方向图都可以实现指向目标位置的点状波束。将重叠子阵 sin-FDA 结构作为接收阵列,得到如图 13 所示的阵列方向图。与图 8 不同,图 13 中得到单峰值的重叠 sin-FDA-MIMO 的阵列方向图。当导向矢量失配时波束形成器的性能会出现下降,针对这一问题本文引入 SD-LCMV 算法计算导向矢量失配时的最优权重矢量。

**仿真 4** 导向矢量失配时的干扰抑制特性。

本例中考虑导向矢量存在  $2^\circ$  指向误差,频偏增量  $\Delta f = 2$  kHz,阵元数为 20 的 PA、FDA-BFF 及重叠子阵 sin-FDA 阵列其干扰位于  $(33 \text{ km}, 32^\circ)$  时的情况。

图 14 ~ 图 16 分别为存在  $2^\circ$  指向误差,导向矢量失配情况下基于 PA、FDA-BFF 及重叠子阵 sin-FDA 的 MVDR 波束形成器的阵列方向图。如图 14 和图 15 所示,当存在指向误差时, MVDR 波束形成器会收敛到存在误差的估计导向矢量上,主瓣产生明显偏移。2 种算法在干扰位置处都能形成有效零陷,但基于 FDA-BFF 的 MVDR 波束形成器形成的零陷较浅,干扰抑制效果有待进一

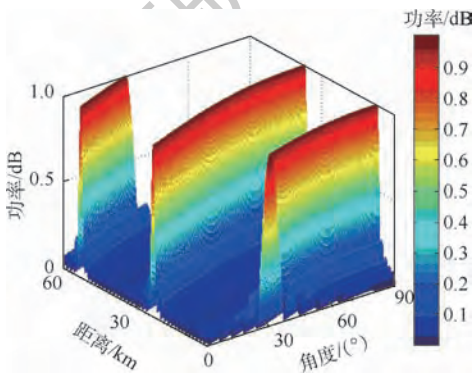


图 11 ULA-FDA 发射方向图

Fig. 11 ULA-FDA transmit beampattern

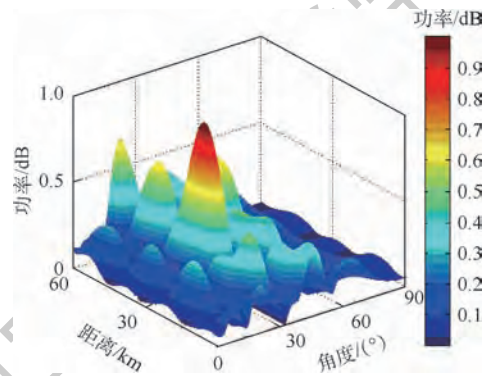


图 13 重叠子阵 sin-FDA 阵列方向图

Fig. 13 Overlapping subarray-based sin-FDA beampattern

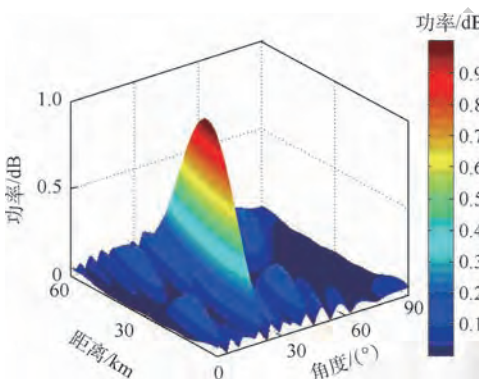


图 12 重叠子阵 sin-FDA 发射方向图

Fig. 12 Overlapping subarray-based sin-FDA transmit beampattern

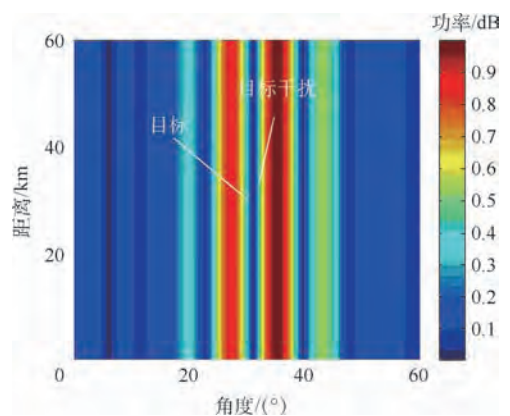


图 14 存在指向误差时的 PA 阵列方向图

Fig. 14 PA beampattern with pointing error

步提高。本文方法能够有效纠正主瓣的偏移,避免畸变的出现。同时期方向图仅在目标位置处形成单一主瓣峰值,这也为后续关于目标参数估计的一系列分析中的模糊消除奠定了重要基础。图17中本文方法的输出 SINR 高于其他 2 种结构。基于 FDA-BFF 的 MVDR 波束形成器存在 SINR 输出的性能“凹口”,出现凹口的原因是因为主瓣畸变。

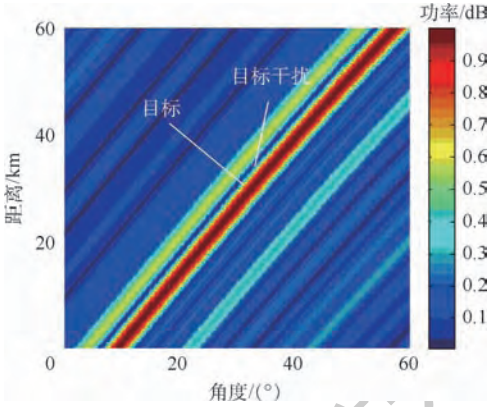


图 15 存在指向误差时的 FDA-BFF 阵列方向图  
Fig. 15 FDA-BFF beam pattern with pointing error

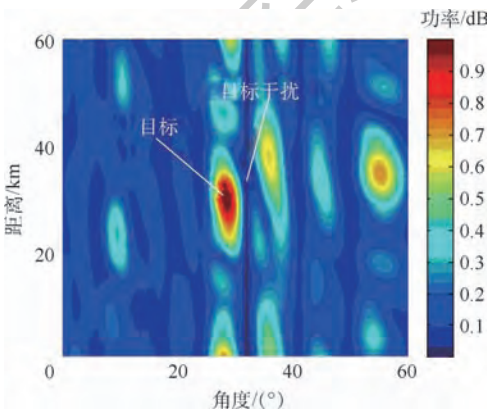


图 16 存在指向误差时的重叠子阵 sin-FDA 阵列方向图  
Fig. 16 Overlapping subarray-based sin-FDA beam pattern with pointing error

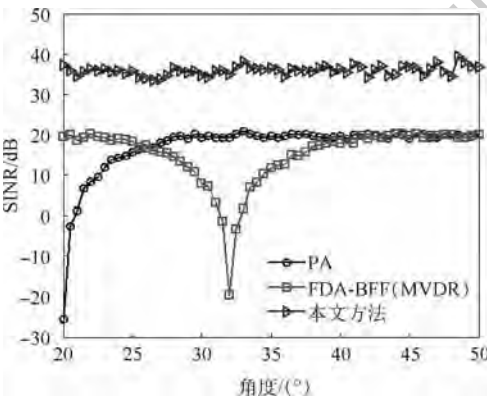


图 17 3 种机制的 SINR 比较

Fig. 17 SINR comparison among three architectures

## 5 结论

- 1) 分析了干扰与目标位置接近时, MVDR 波束形成器在阵元数较大、导向矢量失配时出现的主瓣畸变问题。
- 2) 对比了 4 种子阵 FDA 的阵列方向图特性, 得到将正弦频控函数引入重叠子阵 FDA 中可以得到较为理想的主瓣宽度及旁瓣特性。
- 3) 对比验证了与 ULA-FDA 阵列相比, 重叠子阵 sin-FDA 阵列的发射方向图与阵列方向图具有的解距离-角度耦合特性。
- 4) 仿真验证了当导向矢量存在指向误差时, 通过 SD-LCMV 算法的修正, 基于重叠子阵 sin-FDA 的阵列方向图能够在抑制干扰的同时实现主瓣纠偏和保形。

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] WANG W Q, SHAO H Z, CHEN H. Frequency diverse array radar: Concept, principle and application [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(4): 1000-1011.
- [ 2 ] WANG W Q. Overview of frequency diverse array in radar and navigation applications [J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2016, 10(6): 1001-1012.
- [ 3 ] 王文钦, 陈慧, 郑植, 等. 频控阵雷达技术及其应用研究进展 [J]. 雷达学报, 2018, 7(2): 153-166.  
WANG W Q, CHEN H, ZHENG Z, et al. Advances on frequency diverse array radar and its applications [J]. Journal of Radars, 2018, 7(2): 153-166 (in Chinese).
- [ 4 ] 许京伟, 朱圣棋, 廖桂生, 等. 频率分集阵雷达技术探讨 [J]. 雷达学报, 2018, 7(2): 167-182.  
XU J W, ZHU S Q, LIAO G S, et al. An overview of frequency diverse array radar technology [J]. Journal of Radars, 2018, 7(2): 167-182 (in Chinese).
- [ 5 ] 陈小龙, 陈宝欣, 黄勇, 等. 频控阵雷达空距频聚焦信号处理方法 [J]. 雷达学报, 2018, 7(2): 183-193.  
CHEN X L, CHEN B X, HUANG Y, et al. Frequency diverse array radar signal processing via space-range-Doppler focus (SRDF) method [J]. Journal of Radars, 2018, 7(2): 183-193 (in Chinese).
- [ 6 ] 张昭建, 谢军伟, 盛川, 等. 频率分集阵列接收机结构设计及方向图分析 [J]. 华中科技大学学报, 2017, 45(6): 15-20.  
ZHANG Z J, XIE J W, SHENG C, et al. Frequency diverse array receiver architectures design and pattern analysis [J]. Huazhong University of Science & Technology, 2017, 45(6): 15-20 (in Chinese).
- [ 7 ] JONES A M. Frequency diverse array receiver architectures [D]. Dayton, OH: Wright State University, 2011.
- [ 8 ] 冯晓宇, 谢军伟, 张晶, 等. 频控阵波束特性及波形控制研究 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(3): 42-48.  
FENG X Y, XIE J W, ZHANG J, et al. Research on waveform

- properties and beam control of frequency diverse array [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(3): 42-48 (in Chinese).
- [9] 王博,谢军伟,张晶,等. 基于非线性频偏的频控阵波束控制研究[J]. 北京理工大学学报, 2019, 39(3): 311-319.  
WANG B, XIE J W, ZHANG J, et al. Study of frequency diverse array beam control based on nonlinear frequency offset [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2019, 39(3): 311-319 (in Chinese).
- [10] 张小飞. 阵列信号处理及 MATLAB 实现 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 50-51.  
ZHANG X F. Array signal processing and MATLAB realization [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2015: 50-51 (in Chinese).
- [11] 王哲. 频控阵波束的距离角度依赖特性研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2018.  
WANG Z. Research on range-angle-dependent characteristics of frequency diverse array beam pattern [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018 (in Chinese).
- [12] 王博,谢军伟,张晶,等. 子阵结构 FDA 阵列模糊函数建模与研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(4): 90-96.  
WANG B, XIE J W, ZHANG J, et al. Modeling and research of ambiguity function based on subarray-based FDA [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(4): 90-96 (in Chinese).
- [13] WANG W Q. Subarray-based frequency diverse array radar for target range-angle estimation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4): 3057-3067.
- [14] XU Y H, SHI X W, XU J W, et al. Range-angle-decoupled beam pattern synthesis with subarray-based frequency diverse array [J]. Digital Signal Processing, 2017, 64: 49-59.
- [15] WANG Z H, MU T, SONG Y L, et al. Beamforming of frequency diverse array radar with nonlinear frequency offset based on logistic map [J]. Progress in Electromagnetics Research, 2018, 64: 55-63.
- [16] XU Y H, SHI X W, LI W T, et al. Flat-top beam pattern synthesis in range and angle domains for frequency diverse array via second-order cone programming [J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2016, 15: 1479-1482.
- [17] WANG Z, WANG W Q, SHAO H. Range-azimuth decouple beamforming for frequency diverse array with costas-sequence modulated frequency offsets [J]. Eurasip Journal on Advances in Signal Processing, 2016, 2016(1): 124.
- [18] 项喆,陈伯孝,杨明磊. 频率分集雷达最优频率间隔选择方法[J]. 西安电子科技大学学报, 2017, 44(4): 12-17.  
XIANG Z, CHEN B X, YANG M L. Frequency increment optimization method for frequency diverse radar [J]. Journal of Xidian University, 2017, 44(4): 12-17 (in Chinese).
- [19] KHAN W, QURESHI I M, BASITAND A, et al. Transmit/received beamforming for MIMO log-frequency diverse array radar [C] // Proceedings of the International Bhurban Conference on Applied Science & Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 689-693.
- [20] 路成军,盛卫星,韩玉兵,等. 基于可变加载的稳健并行波束形成算法[J]. 南京理工大学学报, 2013, 37(3): 371-377.  
LU C J, SHENG W X, HAN Y B, et al. Robust parallel beamforming algorithm based on variable loading [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2013, 37(3): 371-377 (in Chinese).
- [21] LI Y C, CHEN C, ZENG W H, et al. Robust adaptive beamforming algorithm based on steering vector estimation [J]. Chinese Journal of Radio Science, 2015, 31(1): 188-193.

#### 作者简介:

王博 男,博士研究生。主要研究方向:频率分集阵列雷达信号处理及干扰抑制方法。

谢军伟 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:隐身与反隐身、雷达电子战。

张晶 女,硕士,讲师。主要研究方向:频率分集阵列雷达信号处理。

# FDA platform external interference suppression based on SD-LCMV algorithm

WANG Bo<sup>1</sup>, XIE Junwei<sup>1,\*</sup>, ZHANG Jing<sup>2</sup>, GE Jiaang<sup>1</sup>

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Shaanxi College of Communication Technology, Xi'an 710018, China)

**Abstract:** In the process of suppressing the interference which is close to the target position, minimum variance distortionless response (MVDR) beamformer will have the mainlobe distortion problem with mismatched steering vector or larger number of elements. We use the overlapping subarray-based sin-FDA as the receiving array instead of the uniform linear array frequency diverse array (ULA-FDA). The weighted vector of the mismatched steering vector is solved by the steepest descent linear constrained minimum variance (SD-LCMV) algorithm, which can effectively correct and preserve the mainlobe of the beampattern. Simulation verifies that the overlapping subarray-based sin-FDA has the best mainlobe width and low sidelobe characteristics. When there is a pointing error of  $2^\circ$ , the steering vector of the overlapping subarray-based sin-FDA can be corrected and the shape of the mainlobe can be corrected while effectively suppressing the interference.

**Keywords:** frequency diverse array (FDA); overlapping subarrays; minimum variance distortionless response (MVDR) beamformer; steepest descent linear constraint minimum variance beamformer (SD-LCMV); interference suppression

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0165

# 基于自适应伪谱法的高超声速飞行器再入轨迹优化

任鹏飞, 王洪波\*, 周国峰

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)



**摘 要:** 针对高超声速飞行器再入轨迹优化问题, 建立考虑地球自转的三自由度再入运动方程, 以美国通用空天飞行器为对象建立再入约束模型。采用 Legendre-Gauss-Radau 配点对 3 种典型优化问题: 最大纵程、最大横程及最小航迹角变化率问题进行离散, 将连续时间最优控制问题转化为非线性规划问题。基于 Legendre 多项式近似理论, 引入衰减系数构建相对误差估计关系式, 并以此提出一种有效的自适应网格重构策略。最终获得了 3 种典型再入轨迹优化问题的最优解。仿真结果表明, 该算法的求解结果与变步长 Runge-Kutta-Fehlberg 法积分一致。相比传统自适应伪谱法, 其配点和区间分配更合理, 迭代次数少, 求解速度快, 且对人工参数不敏感。

**关键词:** 高超声速飞行器; 复杂约束; 轨迹优化; 自适应伪谱法; Legendre 系数

**中图分类号:** V412.4+.4

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2257-09

高超声速飞行器飞行速度高, 机动范围大, 具备入轨和再入大气的能力, 可实现远程快速物资运送或精确打击, 具有较高的经济军事价值, 近年来已成为各国的研究热点<sup>[1]</sup>, 其中具有代表性的为美国通用空天飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)。再入飞行段作为此类飞行器重要的飞行阶段, 由于飞行器的力热载荷环境严酷, 且对于控制量高度敏感, 因此再入轨迹优化设计也面临着一定挑战。

此类问题可以描述为具有多种复杂约束的非线性连续时间最优控制问题。在近 20 年里, 直接配点法已经成为数值求解非线性最优控制问题的有力工具之一。直接配点法的基本思想是在所研究时域内合理的选取一系列不同的点, 对状态变量和控制变量进行离散并建立一定的约束关系, 将连续时间最优控制问题转化为有限维的非线性规划(Nonlinear Programming, NLP)问题, 从而通过著名的 NLP 求解器, 例如 SNOPT<sup>[2]</sup>、IPOPT<sup>[3]</sup>、

KNITRO<sup>[4]</sup>等进行有效求解。相比于间接法, 直接配点法无需推导 Pontryagin 极小值原理的最优控制一阶必要条件<sup>[5]</sup>, 降低了初值敏感性, 减小了求解的难度, 在飞行器轨迹优化等领域得到了广泛应用。

起初, 直接配点法中发展了  $h$  方法, 例如 Runge-Kutta 方法等, 其通过将时间区间划分为多个子区间, 在每个子区间上利用固定阶数的多项式来近似状态变量和控制, 通过增加子区间数量来实现  $h$  方法的收敛<sup>[6]</sup>。

近年来, 大量的研究都聚焦于采用一系列 Gauss 正交配点的方法<sup>[7-10]</sup>, 称为伪谱法或正交配点法。由于高精度 Gauss 积分规则, LG(Legendre-Gauss)、LGR(Legendre-Gauss-Radau)以及 LGL(Legendre-Gauss-Lobatto)这 3 种配点类型被广泛采用, 它们分别是 Legendre 多项式的根、Legendre 多项式线性组合的根以及 Legendre 多项式导数的根。伪谱法属于  $p$  方法, 通常基于 Gauss 正交

收稿日期: 2019-04-15; 录用日期: 2019-06-29; 网络出版时间: 2019-07-09 16:02

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.1423.004.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.1423.004.html)

\* 通信作者. E-mail: caltwang2017@126.com

**引用格式:** 任鹏飞, 王洪波, 周国峰. 基于自适应伪谱法的高超声速飞行器再入轨迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2257-2265. REN P F, WANG H B, ZHOU G F. Reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle based on adaptive pseudospectral method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2257-2265 (in Chinese).

规则,在整个时间区间选取一系列配点,通常采用 Lagrange 全局插值多项式近似状态变量和控制变量,通过配置微分代数方程来近似微分约束,将连续时间最优控制问题转换为 NLP 问题。通过增加多项式的阶数来实现  $p$  方法的收敛<sup>[11]</sup>。

自适应伪谱法<sup>[12-14]</sup>结合了  $h$  方法和  $p$  方法的特点,通过估计当前解的相对误差,按照一定规则调整区间数量和多项式阶数,相比单独使用  $h$  方法或  $p$  方法,提高了求解的精度及效率,并能够有效应对状态控制等不连续的问题。

本文针对高超声速飞行器再入轨迹优化问题,建立了三自由度再入运动方程,以 CAV-H 飞行器为对象,考虑主要约束条件,基于 Legendre 多项式近似理论,建立了 LGR 伪谱法误差估计关系式,采用自适应网格重构技术,实现了 3 种典型性能指标再入轨迹优化问题的高效求解。本文算法相对传统自适应伪谱法具有配点和区间分配合理,收敛速度快及对人工参数不敏感等优点。

## 1 再入轨迹优化问题

### 1.1 三自由度再入运动方程

本文考虑地球为旋转圆球,飞行器无侧滑情况下,建立无动力高超声速飞行器再入运动方程:

$$\begin{cases} \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \varphi} \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \dot{V} = -\frac{D}{m} - \frac{\mu}{r^2} \sin \gamma + \omega_e^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{mV} + \left( \frac{V}{r} - \frac{\mu}{Vr^2} \right) \cos \gamma + 2\omega_e \cos \phi \sin \psi + \frac{\omega_e^2 r \cos \phi}{V} (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{\psi} = \frac{L \sin \sigma}{mV \cos \gamma} - 2\omega_e (\tan \gamma \cos \phi \cos \psi - \sin \phi) + \frac{V}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi + \frac{\omega_e^2 r}{V \cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi \\ \dot{r} = h + R_e \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $h$ 、 $V$ 、 $\theta$ 、 $\phi$ 、 $\gamma$ 、 $\psi$ 、 $m$ 、 $\omega_e$ 、 $\sigma$  和  $r$  分别为高度、速度、经度、纬度、航迹角、航向角、飞行器质量、地球自转角速度、倾侧角和地心距; 引力常数  $\mu =$

$3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ ; 地球半径  $R_e = 6\,378\,137 \text{ m}$ ;  $L$  和  $D$  分别为升力和阻力,其表达式为

$$\begin{cases} L = C_L \rho V^2 S / 2 \\ D = C_D \rho V^2 S / 2 \\ \rho = \rho_0 \exp(-h/H_0) \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $\rho$  为大气密度; 海平面大气密度  $\rho_0 = 1.225\,6 \text{ kg/m}^3$ ; 归一化高度  $H_0 = 7\,110 \text{ m}$ ; 升力系数  $C_L$  和阻力系数  $C_D$  由飞行器外形和飞行状态决定;  $S$  为参考面积。本文以 CAV-H 为例,相关总体和气动参数来自文献<sup>[15]</sup>,将气动系数拟合为马赫数  $Ma$  和迎角  $\alpha$  的函数。

$$\begin{cases} C_L = C_L^\alpha \\ C_D = C_{D0} + C_D^{\alpha^2} \\ C_L^\alpha = 3.117 - 8.292 \times 10^{-2} Ma + 1.866 \times 10^{-3} Ma^2 \\ C_{D0} = 8.633 \times 10^{-2} + 3.710 \times 10^{-3} Ma - 9.588 \times 10^{-5} Ma^2 \\ C_D^{\alpha^2} = 3.648 + 4.173 \times 10^{-3} Ma - 5.348 \times 10^{-3} Ma^2 \end{cases} \quad (3)$$

### 1.2 约束条件

#### 1) 端点约束

为满足再入段末端能量管理要求,对末端高度  $h_f$ 、速度  $V_f$  及航迹角  $\gamma_f$  提出限制:

$$\begin{cases} h_{\min} \leq h_f \leq h_{\max} \\ V_{\min} \leq V_f \leq V_{\max} \\ \gamma_{\min} \leq \gamma_f \leq \gamma_{\max} \end{cases} \quad (4)$$

#### 2) 过程约束

高超声速条件下载荷环境严酷,考虑飞行器防热、结构强度、控制能力等因素,对飞行过程驻点热流密度  $\dot{Q}$ 、法向过载  $n_y$ 、动压  $q$  提出限制:

$$\begin{cases} \dot{Q} = K_Q \rho^{0.5} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \\ n_y = |L \cos \alpha + D \sin \alpha| / (mg_0) \leq n_{y \max} \\ q = \rho V^2 / 2 \leq q_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $K_Q$  为与飞行器外形和材料相关的常数,本文取  $K_Q = 2.582\,0 \times 10^{-7}$ ;  $g_0$  为海平面重力加速度。

#### 3) 控制约束

为减轻姿态控制系统压力,要求迎角和倾侧角变化较为平缓,同时对其大小提出限制:

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ \sigma_{\min} \leq \sigma \leq \sigma_{\max} \\ \dot{\alpha}_{\min} \leq \dot{\alpha} \leq \dot{\alpha}_{\max} \\ \dot{\sigma}_{\min} \leq \dot{\sigma} \leq \dot{\sigma}_{\max} \end{cases} \quad (6)$$

为了方便描述控制约束,本文控制变量选择

为  $[\dot{\alpha} \ \dot{\sigma}]^T$ , 并引入迎角  $\alpha$  和倾侧角  $\sigma$  为状态变量, 则状态变量为  $[h \ \theta \ \phi \ V \ \gamma \ \psi \ \alpha \ \sigma]^T$ 。

### 1.3 目标函数

考虑 3 种典型再入段轨迹优化目标, 即最大纵程, 最大横程及最小航迹角变化。通过引入权重系数表征设计偏好, 则一般性目标函数可以表示为

$$J = -w_1\theta(t_f) - w_2\phi(t_f) + w_3\int_{t_0}^{t_f}\dot{\gamma}^2 dt \quad (7)$$

式中:  $w_1, w_2, w_3$  为权重系数;  $t_0$  为初始时刻;  $t_f$  为末端时刻。

## 2 Bolza 型连续时间最优控制问题

考虑如下 Bolza 型连续时间最优控制问题:

$$\begin{aligned} \min J = & \Phi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) + \\ & \int_{t_0}^{t_f} L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \\ \text{s. t. } & \begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ C_{\min} \leq C(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \leq C_{\max} \\ \varphi_{\min} \leq \varphi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) \leq \varphi_{\max} \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^{N_x}$  为状态变量,  $N_x$  为状态变量维数;  $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^{N_u}$  为控制变量,  $N_u$  为控制变量维数。Mayer 型性能指标  $\Phi$ , Lagrange 型性能指标  $L$ , 动力学微分约束  $f$ , 路径约束  $C$  及端点约束  $\varphi$  定义为

$$\begin{cases} \Phi: \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R} \times \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R} \\ L: \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R}^{N_u} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R} \\ f: \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R}^{N_u} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}^{N_x} \\ C: \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R}^{N_u} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}^{N_c} \\ \varphi: \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R} \times \mathbf{R}^{N_x} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}^{N_\varphi} \end{cases} \quad (9)$$

其中:  $N_c$  和  $N_\varphi$  分别为路径约束和端点约束维数。

## 3 多区间 LGR 伪谱法

多区间伪谱法的思想是将整个时间区间划分为多个小的子区间, 在每个子区间内采用较少数量的配点来离散最优控制问题。全局伪谱法则可认为是只有一个区间的特例。不失一般性, 将  $t \in [t_0, t_f]$  分为  $s (s \geq 1)$  个子区间  $S_k = [t_{k-1}, t_k]$ , 其中:  $k = 1, 2, \dots, s; t_0 < t_1 < \dots < t_s = t_f$ 。引入  $\tau \in [-1, 1]$ , 则可将  $t$  映射至  $[-1, 1]$ , 即

$$\begin{cases} \tau = \frac{2t - t_k - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \\ \frac{d\tau}{dt} = \frac{2}{t_k - t_{k-1}} \end{cases} \quad \forall t \in S_k, k = 1, 2, \dots, s \quad (10)$$

LGR 伪谱法的配点采用  $\tau \in [-1, 1]$  上的  $N$  个 LGR 点或反转的 LGR 点, 本文选用前者。LGR 点为  $(\tau + 1)(P_N(\tau) + P_{N-1}(\tau))$  的根, 其中:  $P_N(\tau)$  为  $N$  阶 Legendre 多项式。因此对  $t$  进行区间转化, 可使每个子区间满足 Legendre 正交多项式的定义区间。

LGR 配点和 Gauss-Radau 积分权重的计算方法主要为特征值方法和牛顿迭代法<sup>[16]</sup>。本文采用特征值方法进行求解,  $N-1$  阶 Jacobi 矩阵为

$$A_{N-1} = \begin{bmatrix} a_0 & \sqrt{b_1} & & & & \\ \sqrt{b_1} & a_1 & \sqrt{b_2} & & & \\ & & \ddots & \ddots & & \\ & & & \sqrt{b_{N-3}} & a_{N-3} & \sqrt{b_{N-2}} \\ & & & & \sqrt{b_{N-2}} & a_{N-2} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中:

$$\begin{cases} a_i = \frac{1}{(2i+1)(2i+3)} & i = 0, 1, \dots, N-2 \\ b_j = \frac{j(j+1)}{(2j+1)^2} & j = 1, 2, \dots, N-2 \end{cases} \quad (12)$$

$A_{N-1}$  的第  $i$  个特征值为  $\lambda_i$ , 对应单位特征向量的首个元素为  $v_{i0}$ 。根据 Radau 点与 Gauss 点的对应关系<sup>[16]</sup>, 可得到 LGR 配点  $\tau_i$  及积分权值  $\omega_i$  为

$$\begin{cases} \tau_0 = -1 \\ \tau_i = \lambda_i \\ \omega_0 = \frac{2}{N^2} \\ \omega_i = \frac{2v_{i0}^2}{1 + \lambda_i} \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $i = 1, 2, \dots, N_k - 1$ 。

在每个时间子区间内采用 Lagrange 基函数近似状态变量和控制变量。状态变量的插值节点为  $N_k$  个 LGR 点和  $\tau_{N_k} = 1$  点, 即插值节点数比配点数多 1 个; 控制变量的插值节点为  $N_k$  个 LGR 点, 末端控制点通过外插得到。因此第  $k$  个子区间的状态变量和控制变量可近似表示为

$$\begin{cases} \mathbf{x}^{(k)}(\tau) \approx \mathbf{X}^{(k)}(\tau) = \sum_{i=0}^{N_k} \mathbf{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}) L_i^{(k)}(\tau) \\ \mathbf{u}^{(k)}(\tau) \approx \mathbf{U}^{(k)}(\tau) = \sum_{i=0}^{N_k-1} \mathbf{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)}) \hat{L}_i^{(k)}(\tau) \end{cases} \quad (14)$$

式中:

$$\begin{cases} L_i^{(k)}(\tau) = \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^{N_k} \frac{\tau - \tau_j^{(k)}}{\tau_i^{(k)} - \tau_j^{(k)}} \\ \hat{L}_i^{(k)}(\tau) = \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^{N_k-1} \frac{\tau - \tau_j^{(k)}}{\tau_i^{(k)} - \tau_j^{(k)}} \end{cases} \quad (15)$$

状态变量在配点处对  $\tau$  的微分可表示为

$$\dot{\mathbf{X}}^{(k)}(\tau_j^{(k)}) \approx \dot{\mathbf{X}}^{(k)}(\tau_j^{(k)}) = \sum_{i=0}^{N_k} \mathbf{X}^{(k)}(\tau_j^{(k)}) \dot{L}_i^{(k)}(\tau_j^{(k)}) = \sum_{i=0}^{N_k} \mathbf{X}^{(k)}(\tau_j^{(k)}) D_{ji}^{(k)} \quad j = 0, 1, \dots, N_k - 1 \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{D}^{N_k \times (N_k+1)}$  为 Radau 微分矩阵, 表示各 Lagrange 基函数在各 LGR 配点处的微分值, 其表达式为<sup>[16]</sup>

$$D_{ji}^{(k)} = \begin{cases} \frac{\dot{Z}^{(k)}(\tau_j^{(k)})}{\dot{Z}^{(k)}(\tau_i^{(k)})(\tau_j^{(k)} - \tau_i^{(k)})} & j \neq i \\ \frac{\ddot{Z}^{(k)}(\tau_j^{(k)})}{2\dot{Z}^{(k)}(\tau_j^{(k)})} & j = i \end{cases} \quad (17)$$

$$Z^{(k)}(\tau) = (1 - \tau)(P_{N_k}(\tau) + P_{N_k-1}(\tau)) \quad (18)$$

至此最优控制问题(8)可以离散为微分形式的 NLP 问题:

$$\begin{aligned} \min J = & \Phi(\mathbf{X}^{(1)}(-1), t_0, \mathbf{X}^{(s)}(1), t_f) + \\ & \sum_{k=1}^s \sum_{i=0}^{N_k-1} \frac{t_k - t_{k-1}}{2} \omega_i^{(k)} L(\mathbf{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \\ & \mathbf{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \tau_i^{(k)}; t_{k-1}, t_k) \\ \text{s. t. } & \begin{cases} \sum_{j=0}^{N_k} D_{ij}^{(k)} \mathbf{X}^{(k)}(\tau_j^{(k)}) - \frac{t_k - t_{k-1}}{2} f(\mathbf{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \\ \mathbf{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \tau_i^{(k)}; t_{k-1}, t_k) = 0 \\ C_{\min} \leq \mathbf{C}(\mathbf{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \mathbf{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)}), \\ \tau_i^{(k)}; t_{k-1}, t_k) \leq C_{\max} \\ \varphi_{\min} \leq \varphi(\mathbf{X}^{(k)}(-1), t_0, \mathbf{X}^{(k)}(1), t_f) \leq \varphi_{\max} \\ k = 1, 2, \dots, s \end{cases} \end{aligned} \quad (19)$$

## 4 自适应网格重构技术

自适应伪谱法的基本思想: 基于当前解的最大相对误差来评估解的质量, 当不满足求解精度要求时, 按照一定规则调整子区间内多项式阶数或调整子区间数量, 以达到改善解精度的目的。

### 4.1 误差评估

文献[13]给出了一种近似相对误差的算法, 其基本思想是通过对比 2 种状态近似解, 从而构建相对误差的近似表达式。

在当前解的每个子区间  $S_k = [t_{k-1}, t_k]$  内增加 1 个配点, 即配点数为  $N_k + 1$ , 定义新的配点序列  $(\hat{\tau}_0^{(k)}, \hat{\tau}_1^{(k)} \dots, \hat{\tau}_{N_k+1}^{(k)})$  为高阶网格, 其中  $\hat{\tau}_0^{(k)} = t_{k-1}$ ,  $\hat{\tau}_{N_k+1}^{(k)} = t_k$ , 定义原始配点序列  $(\tau_0^{(k)}, \tau_1^{(k)} \dots, \tau_{N_k}^{(k)})$

为低阶网格。通过 Lagrange 插值获得低阶网格的状态变量和控制变量在高阶网格处的值  $\mathbf{X}^{(k)}(\hat{\tau}_i^{(k)})$  和  $\mathbf{U}^{(k)}(\hat{\tau}_i^{(k)})$ ,  $i = 1, 2, \dots, N_k + 1$ 。对于 LGR 伪谱法, 其积分形式与微分形式等价<sup>[9]</sup>, 因此可基于积分矩阵构建高阶网格的状态近似解:

$$\hat{\mathbf{X}}^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)}) = \hat{\mathbf{X}}^{(k)}(\hat{\tau}_0^{(k)}) + \frac{t_k - t_{k-1}}{2} \sum_{i=1}^{N_k+1} \hat{\mathbf{I}}_{ji}^{(k)} f(\mathbf{X}^{(k)}(\hat{\tau}_i^{(k)}), \mathbf{U}^{(k)}(\hat{\tau}_i^{(k)}), \hat{\tau}_i^{(k)}; t_{k-1}, t_k) \quad j = 1, 2, \dots, N_k + 1 \quad (20)$$

式中:  $\hat{\mathbf{I}}^{(N_k+1) \times (N_k+1)}$  为 Radau 积分矩阵, 其表达式为

$$\hat{\mathbf{I}}^{(k)} = \hat{\mathbf{D}}_{1:N_k}^{(k)-1} \quad (21)$$

其中:  $\hat{\mathbf{D}}_{1:N_k}^{(k)}$  为微分矩阵去除第 1 列元素后的方阵。

此时可以构建第  $i$  维状态变量绝对误差和相对误差的近似表达式为

$$\begin{cases} E_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)}) = |\hat{\mathbf{X}}_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)}) - \mathbf{X}_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)})| \\ e_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)}) = \frac{E_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)})}{1 + \max_{\substack{j \in [0, 1, \dots, N_k+1] \\ k \in [1, 2, \dots, s]}} |\hat{\mathbf{X}}_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)})|} \end{cases} \quad (22)$$

则  $S_k$  内最大相对误差为

$$e_{\max}^{(k)} = \max_{\substack{j \in [0, 1, \dots, N_k+1] \\ i \in [1, 2, \dots, N_x]}} e_i^{(k)}(\hat{\tau}_j^{(k)}) \quad (23)$$

### 4.2 Legendre 多项式近似

根据收敛性理论<sup>[17]</sup>, 对于光滑问题, 全局伪谱法以指数形式收敛。文献[17]指出, 对于分段光滑函数, 采用 Legendre 多项式的近似误差与多项式系数具有相同的衰减率, 且衰减率与多项式的阶数相关。因此可以基于 Legendre 多项式系数构建多项式阶数与近似误差的关系。

对于分段光滑有界函数  $y(\tau)$  可以展开为 Legendre 级数:

$$y(\tau) = \sum_{i=0}^{\infty} p_i P_i(\tau) \quad (24)$$

式中:  $p_i$  为 Legendre 系数;  $P_i(\tau)$  为 Legendre 多项式。取  $N$  阶近似为

$$y(\tau) \approx Y(\tau) = \sum_{i=0}^N \hat{p}_i P_i(\tau) \quad (25)$$

则截断误差为

$$\begin{aligned} e = |y(\tau) - Y(\tau)|_2 = & \left| \sum_{i=0}^{\infty} p_i P_i(\tau) - \sum_{i=0}^N \hat{p}_i P_i(\tau) \right| = \\ & \left| \sum_{i=N+1}^{\infty} p_i P_i(\tau) + \sum_{i=0}^N (p_i - \hat{p}_i) P_i(\tau) \right| \leq \\ & \left| \sum_{i=N+1}^{\infty} p_i P_i(\tau) \right| + \left| \sum_{i=0}^N (p_i - \hat{p}_i) P_i(\tau) \right| \end{aligned} \quad (26)$$

其中:  $\hat{p}_i$  为  $N$  阶近似的 Legendre 系数。

文献[17]表明  $p_i$  和  $\hat{p}_i$  通常非常相近,因此截断误差的第 2 项相比于第 1 项可近似忽略。

根据 Legendre 多项式的正交性:

$$\langle P_m, P_n \rangle = \int_{-1}^1 P_m(\tau) P_n(\tau) d\tau = \frac{2}{2n+1} \delta_{mn} \quad (27)$$

式中:  $\delta_{mn}$  为 Kronecker 函数。则式(26)化简为

$$e \leq \sqrt{\sum_{i=N+1}^{\infty} \frac{2p_i^2}{2i+1}} < \sqrt{\sum_{i=N+1}^{\infty} p_i^2} \quad (28)$$

根据文献[17]分段光滑有界函数  $y(\tau)$  的 Legendre 系数近似为

$$|p_i| = ci10^{-\tilde{v}i} \quad (29)$$

式中:  $c$  为一常数;  $\tilde{v}$  为衰减系数。

式(29)的形式不利于构建近似误差关系式,

注意到存在一个略小于  $\tilde{v}$  的  $v$  使得

$$|p_i| \approx c10^{-vi} > ci10^{-\tilde{v}i} \quad v > 0 \quad (30)$$

因此可根据离散 Legendre 近似形式:

$$\begin{bmatrix} \hat{p}_0 \\ \vdots \\ \hat{p}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_0(\tau_0) & \cdots & P_N(\tau_0) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ P_0(\tau_N) & \cdots & P_N(\tau_N) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Y(\tau_0) \\ \vdots \\ Y(\tau_N) \end{bmatrix} \quad (31)$$

采用最小二乘法求解  $c$  和  $v$ 。

同时考虑到级数关系式:

$$\frac{1}{1+k} = \sum_{i=0}^{\infty} k^i \quad (32)$$

因此可构建近似误差关系式:

$$\hat{e} = \frac{c10^{-v(N+1)}}{\sqrt{1-10^{-2v}}} \quad (33)$$

### 4.3 光滑性判定

假设子区间  $S_k$  内  $e_{\max}^{(k)}$  不满足给定容许误差  $\varepsilon$ 。采用 4.2 节算法计算  $v$ , 当  $v$  较大时, 表明函数光滑性较好, 采用单段多项式近似程度良好; 当  $v$  较小时, 表明函数光滑性较差, 有必要采用分段多项式来改善近似程度。因此给定一正参数  $v_\varepsilon$ , 当  $v > v_\varepsilon$  时, 需要增加多项式阶数; 当  $v \leq v_\varepsilon$  时, 需要对当前子区间进行分段。

### 4.4 多项式阶数更新

当  $v > v_\varepsilon$  时, 根据式(34)可计算当前网格的求解误差:

$$e_{\max}^{(k)} = \frac{c_k 10^{-v_k(N_k+1)}}{\sqrt{1-10^{-2v_k}}} \quad (34)$$

假设通过增加多项式阶数至  $N_k^{(new)}$  使得最大相对误差满足给定容许误差:

$$\varepsilon = \frac{c_k 10^{-v_k(N_k^{(new)}+1)}}{\sqrt{1-10^{-2v_k}}} \quad (35)$$

根据式(26)和(27)可求解  $N_k^{(new)}$ :

$$N_k^{(new)} = N + \lg\left(\frac{e_{\max}^{(k)}}{\varepsilon}\right) / v_k \quad (36)$$

为了严格增加配点数量, 采用向上取整算子:

$$N_k^{(new)} = N_k + \left\lceil \lg\left(\frac{e_{\max}^{(k)}}{\varepsilon}\right) / v_k \right\rceil \quad (37)$$

### 4.5 区间更新

当  $v \leq v_\varepsilon$  时, 考虑到  $v$  接近于 0 时, 由式(33)

确定区间分段数会产生很大的区间数量, 从而导致 NLP 问题的规模过大, 使得求解效率降低。因此采用  $v_\varepsilon$  代替  $v$ , 根据式(36)估计所需的多项式阶数:

$$\hat{N}_k^{(new)} = N_k + \lg\left(\frac{e_{\max}^{(k)}}{\varepsilon}\right) / v_\varepsilon \quad (38)$$

令每个新子区间与当前子区间的配点数相同, 则区间分段数  $H_k$  为

$$H_k = \lceil \hat{N}_k^{(new)} / N_k \rceil \quad (39)$$

### 4.6 网格缩减

对于子区间  $S_k$  内  $e_{\max}^{(k)}$  满足给定容许误差  $\varepsilon$ , 文献[14]提出了一种减少子区间配点数及合并相邻等配点数字子区间的算法。

减少区间配点数的基本思想是将 Lagrange 插值多项式展开为  $\tau$  的幂级数形式, 并计算各阶次系数。为了减少该多项式阶数同时保证相对误差仍满足要求, 考虑到  $\tau \in [-1, 1]$ , 令  $\tau = \tau_{\max} = 1$ , 因此仅需从最高阶次系数向最低阶次系数依次累加, 直至累加值超过容许误差  $\varepsilon$ , 则可减少的配点数不超过累加次数。

合并相邻子区间的基本思想与上述算法类似, 只是将相邻子区间的值在当前区间对应多项式上进行外插, 然后类似地判断容许误差是否满足。

网格缩减算法的具体推导过程见文献[14], 本文不再赘述。

### 4.7 算法流程

本文自适应伪谱法的计算流程如下:

- 步骤 1 给定求解容许误差  $\varepsilon$  和初始网格。
- 步骤 2 求解 NLP 问题(19)。
- 步骤 3 采用式(23)计算每个子区间的最大相对误差  $e_{\max}^{(k)}$ , 若  $\max(e_{\max}^{(k)}) \leq \varepsilon$ , 则求解完成; 否则转至步骤 4。
- 步骤 4 对每一个子区间, 若  $e_{\max}^{(k)} > \varepsilon$ , 采用 4.4 节和 4.5 节算法更新网格; 否则采用 4.6 节算法缩减网格。
- 步骤 5 重复步骤 2。

综上,本文算法的计算流程图见图1。

表2 边界条件设置

Table 2 Setup of boundary conditions

参数	初始	末端
高度 $h/\text{km}$	60	20
经度 $\theta/(\circ)$	0	自由
纬度 $\phi/(\circ)$	0	自由
速度 $V/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	5	1
航迹角 $\gamma/(\circ)$	0	5
航向角 $\psi/(\circ)$	90	自由

为 RKF45) 进行积分验证, 积分相对误差为  $10^{-13}$ 。对比算法分别采用文献[12]算法(记为 hp)以及文献[13]算法(记为 ph)。本文算法轨迹优化结果见图2~图6, 不同算法对比结果见表3。

由图2~图4可以发现, 对于3种典型算例, 采用 hpL 算法的求解结果与采用变步长 RKF45 算法积分的结果均保持一致。优化获得的飞行器再入轨迹末端均严格满足末端高度约束, 速度约束以及航迹角约束。由图4可以发现,  $h-V$  平面内, 3种算例的最优轨迹均位于再入走廊下边界的上方, 即全程满足飞行过程中的热流率约束、法向过载约束以及动压约束要求。可以注意到, 对

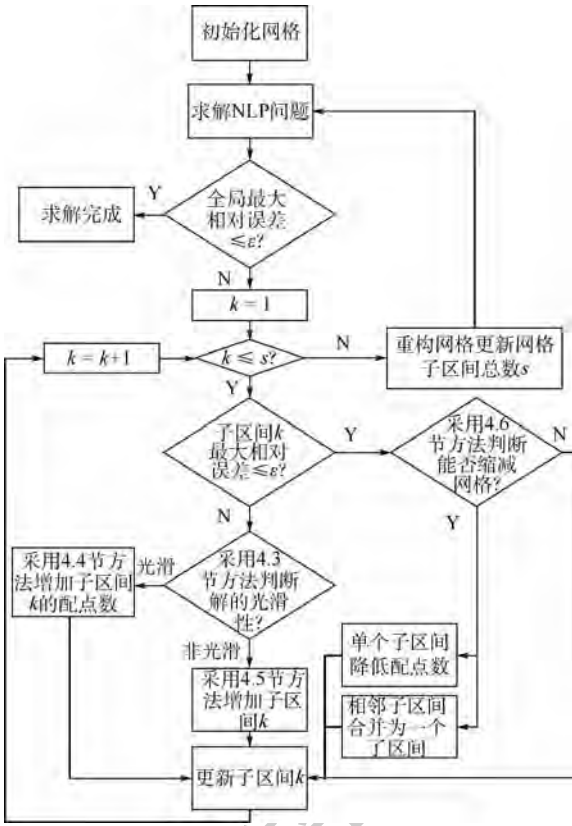


图1 自适应伪谱法流程图

Fig.1 Flowchart of adaptive pseudospectral method

## 5 算例分析

本文以 CAV-H 飞行器为例, 飞行器质量为  $m = 907.2 \text{ kg}$ , 参考面积为  $S = 0.484 \text{ m}^2$ , 飞行过程中最大热流密度  $\dot{Q}_{\max} = 6000 \text{ kW/m}^2$ , 最大法向过载  $n_{y \max} = 4$ , 最大动压  $q_{\max} = 50 \text{ kPa}$ , 迎角  $0^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$ , 倾侧角  $|\sigma| \leq 85^\circ$ , 迎角和倾侧角变化率分别为  $|\dot{\alpha}| \leq 5^\circ/\text{s}$ ,  $|\dot{\sigma}| \leq 5^\circ/\text{s}$ 。

再入轨迹优化算例设置见表1, 边界条件设置见表2。计算环境为 Windows XP 2.83 GHz, 3.25 GB内存, 软件环境为 MATLAB R2014a, NLP 求解器采用 SNOPT v7.0, 梯度计算采用有限差分算法。

为了验证本文自适应伪谱法求解的有效性与快速性, 采用本文算法(记为 hpL)求解最优控制变量, 并采用变步长 Runge-Kutta-Fehlberg法(记

表1 算例设置

Table 1 Setup of calculation examples

算例	状态	权重系数
1	最大纵程	$w_1 = 1, w_2 = 0, w_3 = 0$
2	最大横程	$w_1 = 0, w_2 = 1, w_3 = 0$
3	最小航迹角变化	$w_1 = 0, w_2 = 0, w_3 = 1$

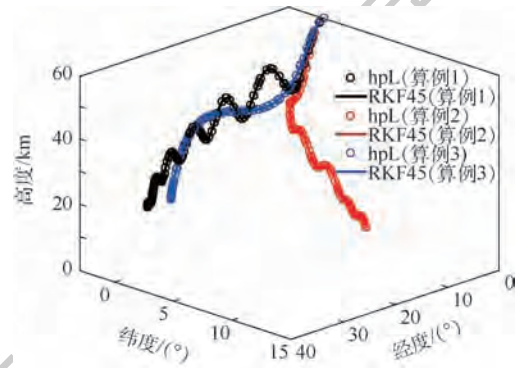


图2 3D 轨迹

Fig.2 Three-dimensional trajectory

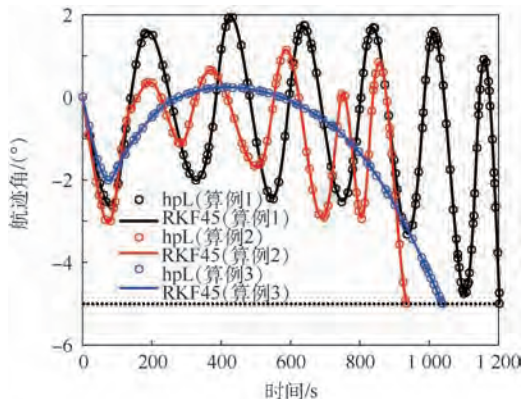


图3 航迹角变化

Fig.3 Path angle versus time

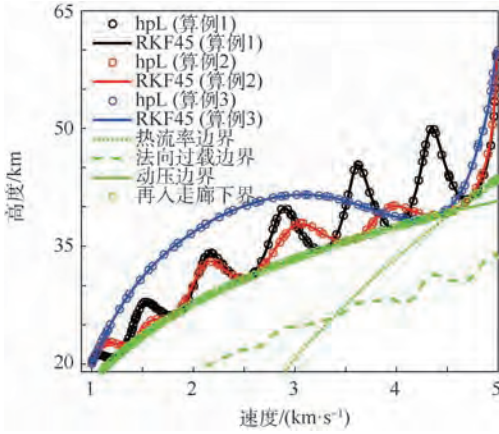


图 4 再入走廊边界

Fig. 4 Boundary of reentry corridor

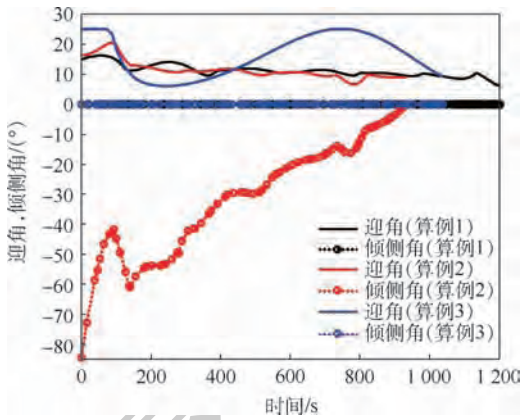


图 5 迎角与倾侧角变化

Fig. 5 Angle of attack and heeling angle versus time

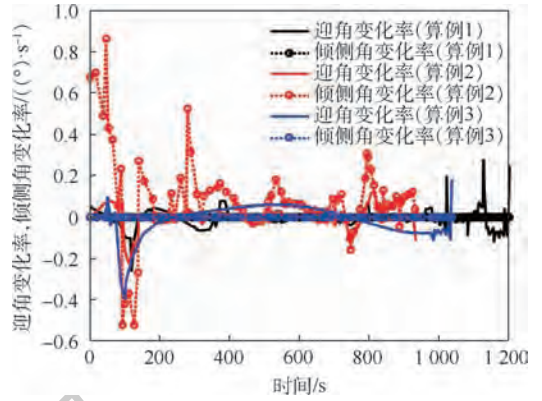


图 6 迎角与倾侧角变化率变化

Fig. 6 Change rate of angle of attack and heeling angle versus time

于本文 CAV-H 飞行器,法向过载在再入段过程中均不是主导约束,再入初始阶段,飞行器飞行高度高,大气非常稀薄,即使飞行速度较高,相比于动压,热流率为主导约束,由图 4 可以发现,此时飞行器采用较大迎角以获得较大升力,从而有效减缓飞行高度的快速下降,以满足热流率要求。当飞行器能量下降至一定时,动压为主导约束。对于最小航迹角变化率问题,整个飞行轨迹平滑无跳跃,初始以较大迎角飞行,飞行速度快速下降以匹配平稳飞行的能量要求。由图 5 和图 6 可以发现,整个飞行过程中,3 种算例的迎角和倾侧角均变化缓慢,其变化率均不超过  $1(^{\circ})/s$ 。从而验证了本文算法的有效性。

表 3 不同算法轨迹优化结果

Table 3 Trajectory optimization results by different methods

算法	算例	误差容限 $\varepsilon$	衰减容限 $v_{\varepsilon}$	区间配点限制	配点总数	区间总数	网格迭代次数	平均求解时间(5次)/s	性能指标
hpL	1	$10^{-4}$	0.25	[3,10]	130	33	3	3.5201	-0.1129
hpL	1	$10^{-4}$	0.5	[3,10]	122	37	4	3.8785	-0.1128
hpL	1	$10^{-5}$	0.25	[3,10]	209	30	5	7.4670	-0.1128
hp	1	$10^{-4}$		[3,10]	132	39	5	4.4628	-0.1128
hp	1	$10^{-5}$		[3,10]	250	58	13	56.2722	-0.1128
ph	1	$10^{-4}$		[3,10]	105	20	4	42.7169	-0.1126
ph	1	$10^{-4}$		[3,6]	114	28	4	4.4616	-0.1126
ph	1	$10^{-5}$		[3,6]	273	67	7	10.3781	-0.1129
hpL	2	$10^{-4}$	0.25	[3,10]	79	20	4	3.2708	-0.0148
hpL	2	$10^{-4}$	0.5	[3,10]	96	26	4	3.7844	-0.0148
hpL	2	$10^{-5}$	0.25	[3,10]	126	23	3	2.9970	-0.0148
hp	2	$10^{-4}$		[3,10]	82	23	4	3.0593	-0.0148
hp	2	$10^{-5}$		[3,10]	155	40	7	10.2973	-0.0148
ph	2	$10^{-4}$		[3,10]	79	20	4	6.9728	-0.0148
ph	2	$10^{-4}$		[3,6]	81	22	4	5.9016	-0.0148
ph	2	$10^{-5}$		[3,6]	152	34	5	5.3332	-0.0148
hpL	3	$10^{-4}$	0.25	[3,10]	65	20	4	11.7455	$0.4678 \times 10^{-4}$
hpL	3	$10^{-4}$	0.5	[3,10]	65	20	4	12.3064	$0.4678 \times 10^{-4}$
hpL	3	$10^{-5}$	0.25	[3,10]	91	21	6	15.3801	$0.4672 \times 10^{-4}$
hp	3	$10^{-4}$		[3,10]	70	22	4	34.2506	$0.4672 \times 10^{-4}$
hp	3	$10^{-5}$		[3,10]	86	26	8	19.3349	$0.4672 \times 10^{-4}$
ph	3	$10^{-4}$		[3,10]	66	20	3	83.6965	$0.4678 \times 10^{-4}$
ph	3	$10^{-4}$		[3,6]	69	22	4	21.7903	$0.4678 \times 10^{-4}$
ph	3	$10^{-5}$		[3,6]	89	26	5	17.7967	$0.4672 \times 10^{-4}$

由表3可以发现,本文hpL算法具有较好的稳健性,人工参数衰减容限 $v_e$ 一般取值为 $(0, 1]$ 之间,本文设置为0.25和0.5时,3种算例的求解时间和网格迭代次数差别不大,原因是采用Legendre衰减系数算法进行光滑性判定时,衰减系数 $v$ 的区分度较大,使得人工参数在一定区间内取值时,对增加配点数和分割区间数的选择影响较小,因此轨迹优化效率对于人工参数的选择不敏感。对于hpL算法,增加的配点数取决于衰减系数 $v$ ,即与状态平滑性相关,而ph算法可认为是 $v = \lg N$ 的算法,当 $N < 10$ 时,ph算法估计的多项式阶数偏大,其求解效率受到区间最大配点数的影响较大,对于最大射程问题,最大配点数为6的求解时间仅为最大配点数为10的0.1倍,此时ph算法更倾向于分段,从而避免稠密的约束Jacobian矩阵。类似地,对于hp算法可认为是 $v = 1$ 的算法。本文phL算法对于3种算例均展现了较好的求解快速性,并且相比于hp算法和ph算法,hpL算法的网格迭代次数更少,收敛速度更快,同时采用网格缩减技术,使得配点和区间总数均相对更少。验证了基于Legendre衰减系数的误差估计的有效性以及本文算法的快速性。

## 6 结 论

本文针对高超声速飞行器再入段轨迹优化问题,以CAV-H飞行器对象,基于多区间Radau伪谱法,对3种典型性能指标的连续时间最优控制问题进行离散,基于Legendre多项式近似理论构建相对误差估计关系式,采用自适应网格重构技术实现了再入轨迹优化的高效求解。仿真结果表明:

1) 本文算法结果与变步长Runge-Kutta-Fehlberg法积分结果一致。

2) 本文算法较2种传统自适应伪谱法,配点与区间分配更合理,计算效率更高,且对于人工参数不敏感,具有较好的工程应用价值。

## 参考文献 (References)

[1] 雍恩米,陈磊,唐国金.高超声速无动力远程滑翔飞行器多约束条件下的轨迹快速生成[J].宇航学报,2008,29(2):397-406.  
YONG E M, CHEN L, TANG G J. A survey of numerical methods for trajectory optimization of spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2):397-406 (in Chinese).

[2] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. SNOPT: An SQP algorithm for large-scale constrained optimization[J]. SIAM review, 2005, 47(1):99-131.  
[3] WÄCHTER A, BIEGLER L T. On the implementation of an interior-point filter line-search algorithm for large-scale nonlinear programming[J]. Mathematical Programming, 2006, 106(1):25-57.  
[4] BYRD R H, NOCEDAL J, WALTZ R A, et al. Knitro: An integrated package for nonlinear optimization[J]. Large-Scale Nonlinear Optimization, 2006, 83:35-59.  
[5] PONTRYAGIN L S. Mathematical theory of optimal processes[M]. New York: Routledge, 2018.  
[6] BETTS J T. Practical methods for optimal control and estimation using nonlinear programming[M]. Philadelphia: SIAM, 2010.  
[7] BENSON D A, HUNTINGTON G T, THORVALDSEN T P, et al. Direct trajectory optimization and costate estimation via an orthogonal collocation method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(6):1435-1440.  
[8] DARBY C L, GARG D, RAO A V. Costate estimation using multiple-interval pseudospectral methods[J]. Journal of Spacecraft Rockets, 2011, 48(5):856-866.  
[9] GARG D, PATTERSON M, HAGER W W, et al. A unified framework for the numerical solution of optimal control problems using pseudospectral methods[J]. Automatica, 2010, 46(11):1843-1851.  
[10] PATTERSON M A, RAO A V. Exploiting sparsity in direct collocation pseudospectral methods for solving optimal control problems[J]. Journal of Spacecraft Rockets, 2012, 49(2):364-377.  
[11] CANUTO C, HUSSAINI M Y, QUARTERONI A, et al. Spectral methods in fluid dynamics[M]. New York: Springer Science & Business Media, 2012.  
[12] DARBY C L, HAGER W W, RAO A V. An hp-adaptive pseudospectral method for solving optimal control problems[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2011, 32(4):476-502.  
[13] PATTERSON M A, HAGER W W, RAO A V. A ph mesh refinement method for optimal control[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2015, 36(4):398-421.  
[14] LIU F J, HAGER W W, RAO A V. Adaptive mesh refinement for optimal control using nonsmoothness detection and mesh size reduction[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(10):4081-4106.  
[15] PHILLIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[R]. [S. L.]: Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.  
[16] SHEN J, TANG T, WANG L L. Spectral methods: algorithms, analysis and applications[M]. New York: Springer Science & Business Media, 2011:55-85.  
[17] WANG H, XIANG S. On the convergence rates of legendre approximation[J]. Mathematics of Computation, 2012, 81(278):861-877.

作者简介:

任鹏飞 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

器设计。

周国峰 男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

王洪波 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:飞行

## Reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle based on adaptive pseudospectral method

REN Pengfei, WANG Hongbo\*, ZHOU Guofeng

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to solve the reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle, a three-degree-of-freedom reentry kinematic equation considering the earth rotation was established, and a reentry constraint model was built, which took America's universal space vehicle as the object. Firstly, Legendre-Gauss-Radau points were employed to transform the continuous-time optimal control problem into a nonlinear programming problem, and three typical optimization problems including maximum downrange, maximum crossrange and minimum change rate of path angle were discretized. Secondly, an estimation relational expression of relative error relying on decay rate of Legendre polynomial approximation was established, and an effective adaptive mesh refinement strategy was proposed. Finally, three typical reentry trajectory optimization problems were well solved. The simulation results show that the result solved by the proposed method is consistent with the integral of variable-step-size Runge-Kutta-Fehlberg method. Compared to the traditional adaptive pseudospectral method, the proposed method achieves more reasonable mesh refinement, less mesh iteration numbers, faster computation speed and less sensitivity to the user-specified parameters.

**Keywords:** hypersonic vehicle; complex constraints; trajectory optimization; adaptive pseudospectral method; Legendre coefficient

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0142

# 多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法



鞠萍华, 陈资, 冉琰\*, 胡晓波

(重庆大学 机械传动国家重点实验室, 重庆 400044)

**摘 要:** 针对传统故障模式和影响分析(FMEA)方法中存在关于故障模式评估、风险因子权重和风险优先级排序等方面的固有缺陷,提出了一种多粒度概率语言环境下基于偏好顺序结构评估法(PROMETHEE)的改进 FMEA 方法。该方法运用多粒度概率语言术语集(PLTS)刻画了专家评估信息的多样性和不确定性,并基于二元语义转换函数为引入工具的语言计算模型统一各专家多粒度风险评估信息,运用最优最劣法(BWM)和熵权法相结合的综合赋权法确定风险因子权重,将 PROMETHEE 拓展到概率语言环境中用于确定故障模式风险优先级。最后,运用托盘交换架故障风险评估案例来验证该方法的适用性和有效性,并进一步通过敏感度与对比分析以显示该方法的优越性。

**关键词:** 故障模式和影响分析(FMEA); 概率语言术语集(PLTS); 多粒度语言; 偏好顺序结构评估法(PROMETHEE); 最优最劣法(BWM)

**中图分类号:** X931; V46

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2266-11

作为一种可靠性分析和风险管理技术,故障模式和影响分析(Failure Mode and Effects Analysis, FMEA)方法已被广泛应用于汽车、制造和化工等各个领域<sup>[1-3]</sup>。传统 FMEA 方法的具体步骤可总结为:先利用 1~10 的量化数值来评估风险因子发生率(Occurrence, O)、严重性(Severity, S)和难测度(Detection, D)的临界等级,然后,确定由 O、S 和 D 相乘得到的风险优先级数(Risk Priority Number, RPN),最后依据 RPN 值来度量潜在故障模式的风险优先级顺序<sup>[4]</sup>。尽管传统 FMEA 方法具有易用性、多功能性等优点,但仍然存在许多缺陷<sup>[5-7]</sup>,本文主要关注的缺点有:①量化的精确数值无法准确地描述专家提供的真实故障评估信息;②3 个风险因子被赋予相同权重,忽略风

险因子之间的相对重要性;③RPN 计算公式缺乏全面的科学依据,导致 RPN 值对风险因子变化非常敏感,并且易出现故障模式具有相同 RPN 值难以判断风险顺序的情况。

为了准确真实地描述专家故障评估信息,许多学者将模糊集理论引入传统 FMEA 方法中。耿秀丽和邱华清<sup>[8]</sup>提出了基于犹豫模糊集的 FMEA 风险评估方法;Liu 等<sup>[9]</sup>和王睿等<sup>[10]</sup>用直觉模糊集表征专家故障评估信息;Wang 等<sup>[11]</sup>运用梯形模糊软集描述专家评估信息的不确定性。然而,在故障风险评估过程中,由于决策环境的不确定性和复杂性以及人类认知的固有模糊性,专家更倾向于用诸如“很低、低、一般、高、很高”定性的语言术语(Linguistic Term Set, LTS)表示故障

收稿日期: 2019-04-01; 录用日期: 2019-05-31; 网络出版时间: 2019-07-02 09:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1502.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(51835001, 51705048); 国家重大科技专项(2018ZX04032-001, 2016ZX04004-005)

\*通信作者. E-mail: ranyan@cqu.edu.cn

**引用格式:** 鞠萍华, 陈资, 冉琰, 等. 多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2266-2276. JU P H, CHEN Z, RAN Y. Improved FMEA method based on PROMETHEE in multi-granular probabilistic linguistic environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2266-2276 (in Chinese).

风险评估<sup>[12-13]</sup>。此外,专家时常会由于自身经验、能力和知识的缺乏,在多个语言术语之间犹豫不决,Rodriguez 等<sup>[14]</sup>提出的犹豫模糊语言术语集(Hesitant Fuzzy Linguistic Term Set, HFLTS)允许决策者用多个不同的语言术语表达评估信息,但每个语言术语的权重都是相等,忽略了专家对不同语言术语的偏好程度。为了改善这种情况,Pang 等<sup>[15]</sup>在 HFLTS 基础上通过对每个语言术语增加概率开发了概率语言术语集(Probabilistic Linguistic Term Sets, PLTS),有效地避免了偏好信息的丢失,提高了语言信息表达的灵活性。另外,FMEA 作为一种群体决策行为,通常由一组跨职能、多学科的专家团队执行<sup>[12]</sup>。考虑到 FMEA 团队专家通常来自不同的领域,可能在知识结构和实践经验方面存在差异,专家在给出语言评价信息时,可能会选择不同粒度的语言术语集。因此,多粒度 PLTS 能很好地解决专家风险评估信息的不确定性和多样性问题。

为了避免传统 FMEA 方法忽略了风险因子相对重要性的缺陷,主观赋权法、客观赋权法和综合赋权法被用于确定风险因子权重。其中,主观赋权法一般有层次分析法(Analytical Hierarchy Process, AHP)<sup>[16]</sup>和德尔菲法<sup>[17]</sup>等,近年来,最优最劣法(Best-Worst Method, BWM)<sup>[18]</sup>由于能保证专家判断信息一致性和需要更少的比较数据等特点受到广泛关注。此外,熵权法<sup>[5]</sup>、最大偏差法<sup>[13]</sup>等通常用于推导客观风险因子权重。将主观赋权法和客观赋权法结合的综合赋权法,不仅能克服主观赋权法依赖专家经验判断的缺点,还能充分考虑评估信息本身的客观因素,并且可根据专家对评估信息的确定程度调整主客观权重比例,具有较强的灵活性和实用性<sup>[10]</sup>。

FMEA 方法中故障模式的风险优先级问题实质上是多属性决策(Multiple Criteria Decision Making, MCDM)问题<sup>[12-13]</sup>。因此,许多 MCDM 方法已被用于改进传统 FMEA 方法,其中包括灰色关联分析<sup>[6]</sup>、逼近于理想解的排序技术(Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution, TOPSIS)<sup>[5]</sup>、复杂比例评估法(Complex Proportional Assessment, COPRAS)<sup>[13]</sup>、多属性边界逼近区域比较法(Multi-Attribute Border Approximation area Comparison, MABAC)<sup>[19]</sup>。Brans 等<sup>[20]</sup>提出的偏好顺序结构评估法(Preference Ranking Organization Method for Enrichment Evaluations, PROMETHEE)是一种基于两两比较方案优序关系的 MCDM 方法,相比于其他方法,其不需要对

指标值进行规范化处理,合理避免了数据处理中产生信息偏差<sup>[18]</sup>,而且充分考虑了决策者偏好存在的客观事实,使得评价结果更具有说服力。

综上所述,本文提出一种多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法。该方法采用多粒度 PLTS 适应了不同知识背景和经验丰富的专家的表达习惯,并利用基于二元语义粒度转换函数为引入工具的语言计算模型融合 FMEA 团队多粒度风险评估信息;考虑专家主观经验知识和故障评估客观信息两方面因素,运用 BWM 和熵权法结合的综合赋权法确定风险因子权重;将 PLTS 的可能度公式作为优先函数计算故障模式两两比较的优劣程度,然后基于 PL-PROMETHEE 对故障模式进行风险排序。最后,以托盘交换架故障风险评估分析为例验证了本文方法的有效性和适用性。

## 1 基础知识

### 1.1 概率语言术语集

定义 1<sup>[15]</sup> 设一个语言术语集为  $S = \{s_\alpha | \alpha = 0, 1, \dots, 2\tau\}$ , 其中,  $\tau$  为正整数, 为了描述专家评估时的犹豫和不确定性, 定义一个 PLTS 为

$$L(p) = \{L^{(l)}(p^{(l)}) | L^{(l)} \in S, p^{(l)} \geq 0, l = 1, 2, \dots, \#L(p), \sum_{l=1}^{\#L(p)} p^{(l)} \leq 1\} \quad (1)$$

式中:  $L^{(l)}(p^{(l)})$  为概率信息为  $p^{(l)}$  的语言术语  $L^{(l)}$ ;  $\#L(p)$  为所有  $L(p)$  中包含的语言术语的个数。

#### 1.1.1 PLTS 的标准化

PLTS 中  $\sum_{l=1}^{\#L(p)} p^{(l)}$  的值表示专家关于所有可能的语言术语的概率分布信息。当  $\sum_{l=1}^{\#L(p)} p^{(l)} < 1$  时, 专家给出的评估信息是不完整的概率分布, 则需要对 PLTS 进行标准化。

定义 2<sup>[15]</sup> 若 PLTS 中  $\sum_{l=1}^{\#L(p)} p^{(l)} < 1$ , 则标准化的 PLTS  $\bar{L}(p)$  定义为

$$\bar{L}(p) = \{L^{(l)}(\bar{p}^{(l)}) | l = 1, 2, \dots, \#L(p)\} \quad (2)$$

式中:  $\bar{p}^{(l)} = p^{(l)} / \sum_{l=1}^{\#L(p)} p^{(l)}$ 。令  $r^{(l)}$  为语言术语  $L^{(l)}$  的下标, 则 PLTS 内所有元素按照  $r^{(l)} p^{(l)}$  的值升序排列, 若 PLTS 内含具有相等  $r^{(l)} p^{(l)}$  值的元素, 则元素按照  $r^{(l)}$  的值升序排列。

定义 3<sup>[15]</sup> 设  $L_1(p) = \{L_1^{(l)}(p_1^{(l)}) | l = 1, 2, \dots, \#L_1(p)\}$  和  $L_2(p) = \{L_2^{(l)}(p_2^{(l)}) | l = 1,$

$2, \dots, \#L_2(p)$  是 2 个不同概率语言术语集, 如果  $\#L_1(p) > \#L_2(p)$ , 则将  $\#L_1(p) - \#L_2(p)$  个语言术语添加到  $L_2(p)$ , 其中添加的语言术语是  $L_2(p)$  中最小的语言术语, 且其概率为 0, 使得  $L_1(p)$  和  $L_2(p)$  包含的语言术语的个数相等。

### 1.1.2 PLTS 的聚合

**定义 4**<sup>[21]</sup> 由  $Q$  位来自不同专业领域的专家  $E = (q = 1, 2, \dots, Q)$ , 其权重向量为  $[\lambda_1, \lambda_2, \dots,$

$\lambda_Q]^T$  且  $\sum_{q=1}^Q \lambda_q = 1$ 。第  $q$  位专家给出的 PLTS 为

$L^{(q)}(p) = \{L_\alpha^{(q)}(p_\alpha^{(q)}) | L_\alpha^{(q)} \in S\} (q = 1, 2, \dots, Q)$ , 则专家组集体评估的综合 PLTS 为

$$L(p) = \{L_\alpha^{(l)}(p^{(l)}) | L_\alpha^{(l)} \in S, p^{(l)} = \sum_{q=1}^Q v_\alpha^{(q)} \lambda_q, l = 1, 2, \dots, \#L(p)\} \quad (3)$$

式中:  $v_\alpha^{(q)}$  为  $L^{(q)}(p)$  中语言术语  $L_\alpha^{(q)}$  的权重, 即

$$v_\alpha^{(q)} = \begin{cases} p_\alpha^{(q)} & L_\alpha^{(l)} \in L^{(q)}(p) \\ 0 & L_\alpha^{(l)} \notin L^{(q)}(p) \end{cases} \quad (4)$$

### 1.1.3 基于可能度的 PTLSSs 排序

**定义 5**<sup>[22]</sup> 对  $L_1(p)$  和  $L_2(p)$  任意 2 个 PTLSS,  $r_i^{(l)} (i = 1, 2)$  是  $L_i^{(l)} (i = 1, 2)$  的下标, 则  $L_1(p)$  不小于  $L_2(p)$  的可能度定义为

$$p(L_1(p) \geq L_2(p)) = 0.5 \left( 1 + \frac{\sum_{i=1}^{\#L_1(p)} (a(L_1)^{(i)} - a(L_2)^{(i)})}{\sum_{i=1}^{\#L_1(p)} |(a(L_1)^{(i)} - a(L_2)^{(i)})| + a(L_1 \cap L_2)} \right) \quad (5)$$

式中:  $a(L_i)^{(i)} = r_i^{(l)} p_i^{(l)} (i = 1, 2)$ ;  $a(L_1 \cap L_2)$  为  $L_1(p)$  和  $L_2(p)$  的交叉区域。

## 1.2 二元语义不同粒度转换函数

二元语义的定义、运算和逆运算参见文献[23], 下面简述基于二元语义表示的不同粒度转换函数。

**定义 6**<sup>[23]</sup> 设含有  $T_m$  个不同粒度语言评价集为  $S = \{S^{T_1}, S^{T_2}, \dots, S^{T_m}\}$ , 其  $S^{T_k} = \{s_\alpha^{T_k} | \alpha = 0, 1, \dots, T_k - 1\}$  表示粒度为  $T_k (T_k$  为奇数) 的第  $k$  层语言评价集。对于形式为  $(s_\alpha, \theta)$  的二元语义, 其中,  $\theta$  为符号转移值, 定义转换函数  $\xi$  实现不同层级之间的语言变量集合的映射:  $S^{T_k} \rightarrow S^{T_k'}$ , 则有

$$(s_\alpha^{T_k'}, \theta') = \xi(s_\alpha^{T_k}, \theta) = \Delta \left( \frac{\Delta^{-1}(s_\alpha^{T_k}, \theta) (T_k' - 1)}{T_k - 1} \right) \quad (6)$$

## 1.3 二元语义转换 PLTS

**定义 7** 设  $S = \{s_\alpha | \alpha = 0, 1, \dots, 2\tau\}$  是一个语

言术语集,  $\Omega$  是  $S$  的所有概率语言术语集评估的集合, 定义转换函数  $F$  将二元语义  $(s_\alpha, \theta)$  转换为其等价的 PLTS:

$$\begin{cases} F = S \times [-0.5, 0.5) \rightarrow \Omega \\ F(s_\alpha, \theta) = \{s_t(1 - \beta), s_{t+1}(\beta)\} \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $t$  为  $\Delta^{-1}(s_\alpha, \theta)$  的整数部分, 且  $\beta = \Delta^{-1}(s_\alpha, \theta) - t$ 。

对于定义 7, 给出定理 1。

**定理 1** 设  $S = \{s_\alpha | \alpha = 0, 1, \dots, 2\tau\}$  是一个语言术语集, 二元语义  $(s_\alpha, \theta)$  的等价 PLTS 为

$$F(s_\alpha, \theta) = \begin{cases} \{s_\alpha(1 - \theta), s_{\alpha+1}(\theta)\} & \theta \geq 0 \\ \{s_{\alpha-1}(-\theta), s_\alpha(1 + \theta)\} & \theta < 0 \end{cases} \quad (8)$$

**证明** 如果  $\theta \geq 0, \Delta^{-1}(s_\alpha, \theta) \geq \alpha$ , 则  $t = \alpha$  且  $\beta = \Delta^{-1}(s_\alpha, \theta) - t = \alpha + \theta - \alpha = \theta$ , 运用式(7)得到,  $F(s_\alpha, \theta) = \{s_\alpha(1 - \theta), s_{\alpha+1}(\theta)\}$ ; 如果  $\theta < 0, \Delta^{-1}(s_\alpha, \theta) < \alpha$ , 则  $t = \alpha - 1$  且  $\beta = \Delta^{-1}(s_\alpha, \theta) - t = \alpha + \theta - \alpha + 1 = 1 + \theta$ , 运用式(7)得,  $F(s_\alpha, \theta) = \{s_{\alpha-1}(-\theta), s_\alpha(1 + \theta)\}$ 。证毕

## 2 改进 FMEA 方法

为解决传统 FMEA 模型的缺陷, 本文提出了一种多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法, 该方法主要包括 3 阶段: ①基于多粒度 PLTS 的故障模式风险评估; ②利用综合权重法结合由 BWM 和熵权法确定的风险因子主客观权重; ③基于 PL-PROMETHEE 的故障模式优先级排序。改进 FMEA 方法框架流程图如图 1 所示。

### 2.1 基于多粒度 PLTS 的故障模式风险评估

在故障模式风险评估前, 拥有相关背景知识和专业经验的 FMEA 团队需确定风险评估对象、FME 范围和识别对象潜在故障模式。

#### 2.1.1 专家采用不同粒度 PLTS 对故障模式进行风险评估

设 FMEA 团队中有  $Q$  位来自不同专业领域的专家  $E_q (q = 1, 2, \dots, Q)$ , 每个专家被分配专家权重  $\lambda_q \geq 0 (q = 1, 2, \dots, Q)$ , FMEA 团队专家可以根据个人背景和偏好, 选用不同粒度语言术语集  $S = \{S^{T_1}, S^{T_2}, \dots, S^{T_m}\}$  来表达自己的观点, 假设专家  $E_q$  使用基于  $S^{T_k} = \{s_\alpha^{T_k} | \alpha = 0, 1, \dots, T_k - 1\}$  的 PLTS 来提供故障评估信息, 则该专家对关于风险因子  $RF_j (j = 1, 2, \dots, n)$  下潜在故障模式  $FM_i (i = 1, 2, \dots, m)$  的评估矩阵为

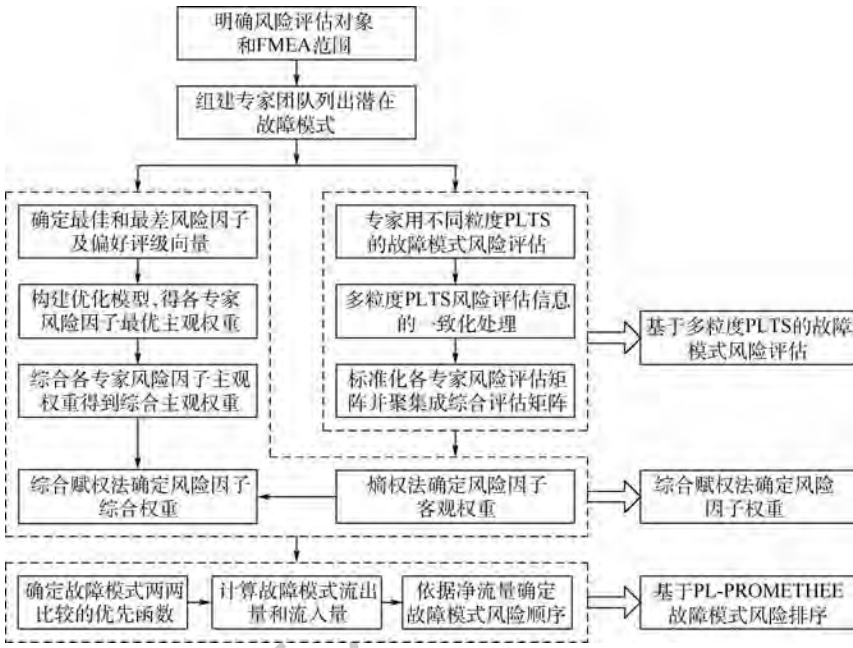


图 1 改进 FMEA 方法框架流程图

Fig.1 Flowchart of improved FMEA method

$$R^{(q)} = [L^{T_k}(p)_{ij}]_{m \times n}^T = \begin{bmatrix} L^{T_k}(p)_{11} & L^{T_k}(p)_{12} & \cdots & L^{T_k}(p)_{1m} \\ L^{T_k}(p)_{21} & L^{T_k}(p)_{22} & \cdots & L^{T_k}(p)_{2m} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ L^{T_k}(p)_{n1} & L^{T_k}(p)_{n2} & \cdots & L^{T_k}(p)_{nm} \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.1.2 多粒度 PLTS 的一致化

由于 FMEA 专家知识背景和经验水平差异,专家在对同一方案进行评价时可能会选择不同粒度的语言评价集,具有提供精确信息能力的专家使用更精细的语言术语集,相反,专家可能选择粗粒度语言术语集<sup>[24]</sup>。为了对专家的不同粒度评估信息进行集结,首先将多粒度的评价集一致化,即从中选择一种粒度的评价集作为基本语言评价集,将评价集转换为基本语言评价集的形式<sup>[25]</sup>。

本文提出一种基于二元语义转换函数为引入工具的语言计算模型实现多粒度 PLTS 间的转换。

**定义 8** 设  $S^{T_k} = \{s_\alpha^{T_k} | \alpha = 0, 1, \dots, T_k - 1\}$ ,  $S^{T'_k} = \{s_t^{T'_k} | t = 0, 1, \dots, T'_k - 1\}$  是 2 个不同粒度语言评价集,为了将基于  $S^{T_k}$  的 PLTS  $L^{T_k}(p) = \{L_\alpha^{T_k}(p_\alpha^{T_k}) | L_\alpha^{T_k} \in S^{T_k}\}$  转变为基于  $S^{T'_k}$  的 PLTS  $L^{T'_k}(p)$ ,可将中语言术语  $L_\alpha^{T_k}$  增添符号转移值 0 变成二元语义  $(s_\alpha^{T_k}, 0)$ ,接着根据定理 1 把由式(6)导出的二元语义转换成等价 PLTS  $L_\alpha^{T'_k}(p)$  为

$$L_\alpha^{T'_k}(p) = F(\mu(s_\alpha^{T_k}, 0)) = F((s_\alpha^{T_k}, \theta)) = \{s_t^{T'_k}(1 - \beta), s_{t+1}^{T'_k}(\beta)\} \quad (10)$$

式中:  $t$  为  $\alpha(T'_k - 1)/(T_k - 1)$  的整数部分,

$$\text{且 } \beta = \alpha(T'_k - 1)/(T_k - 1) - t.$$

考虑到 PLTS 各个元素上与  $L_\alpha^{T_k}$  对应的概率  $p_i^{T_k}$ ,可将其视为对应  $L_\alpha^{T_k}(p)$  的权重。最后通过式(3)和式(4)聚集得到  $L^{T_k}(p)$ 。

2.1.3 专家故障评估信息的聚集

基于定义 2 和定义 3,对个体故障评估矩阵  $R^{(q)} = [L^{T_k}(p)_{ij}]_{m \times n}^T$  标准化处理,结合专家权重,由式(3)和式(4)聚集专家故障评估矩阵得群体故障评估矩阵  $R = [L^{T_k}(p)_{ij}]_{m \times n}^T$ 。

2.2 综合赋权法确定风险因子权重

2.2.1 BWM 确定风险因子主观权重

BWM 与 AHP 类似,也是基于成对比较的思想,但并不是任意准则两两比较,而是构造一种结构化的比较方式<sup>[18]</sup>。BWM 确定风险因子主观权重具体操作步骤如下:

**步骤 1** 专家确定最佳风险因子  $RF_B^{(q)}$  和最差风险因子  $RF_W^{(q)}$ 。

**步骤 2** 专家利用 1~9 标度打分,确定最佳风险因子相比其他风险因子的偏好程度,构建比较向量  $A_B^{(q)} = \{a_{B1}^{(q)}, a_{B2}^{(q)}, \dots, a_{Bn}^{(q)}\}$ ,其中  $a_{Bj}^{(q)}$  为最佳风险因子与第  $j$  个风险因子相比的偏好程度,显然,  $a_{BB} = 1$ 。同理,确定其他风险因子相比于最差风险因子的偏好程度,构建比较向量  $A_W^{(q)} = \{a_{1W}^{(q)}, a_{2W}^{(q)}, \dots, a_{nW}^{(q)}\}$ ,其中  $a_{jW}^{(q)}$  为第  $j$  个风险因子与最差风险因子相比的偏好程度。

**步骤 3** 为求取专家最优风险因子主观权重  $\{w_1^{s(q)}, w_2^{s(q)}, \dots, w_n^{s(q)}\}$ ,构建优化模型:

$$\min \xi^{(q)}$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} \left| \frac{w_B^{s(q)}}{w_j^{s(q)}} - a_{Bj}^{(q)} \right| \leq \xi^{(q)} \\ \left| \frac{w_j^{s(q)}}{w_W^{s(q)}} - a_{jW}^{(q)} \right| \leq \xi^{(q)} \\ \sum_{j=1}^n w_j^{s(q)} = 1 \\ w_j^{s(q)} \geq 0 \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $\xi^{(q)}$  为专家  $E^q$  比较结果一致性的误差;  $w_B^{s(q)}$ 、 $w_W^{s(q)}$  和  $w_j^{s(q)}$  分别为专家  $E_q$  决定的最佳风险因子、最差风险因子和第  $j$  个风险因子的主观权重。

**步骤 4** 一致性检查, BWM 利用一致性比率 CR 来检查比较矩阵的一致性:

$$CR^{(q)} = \frac{\xi^{(q)}}{CI} \quad (12)$$

式中: CI 为一致性指数 (见表 1)。一致性比率 CR 反映了比较的一致性水平, CR 值接近 0 表明比较更接近一致性, 通常, CR 值小于 0.5 足以表明 BWM 的可靠性和有效<sup>[26]</sup>。

**步骤 5** 求解式 (11) 中的模型获得各个专家最优风险因子主观权重, 最终通过使用加权平均算子集聚生成风险因子主观权重  $\{w_1^s, w_2^s, \dots, w_n^s\}$ 。

表 1 一致性指数

Table 1 Consistency index

$a_{BW}$	CI
1	0
2	0.44
3	1.00
4	1.63
5	2.30
6	3.00
7	3.73
8	4.47
9	5.23

### 2.2.2 熵权法确定风险因子客观权重

熵权法通过计算传递给决策者信息量的多少来确定其权重的大小, 熵越小含有的信息量越大, 熵越大信息量越小, 是一种常见的求取客观属性权重的方法<sup>[5]</sup>。本文采用文献[27]提出的一种 PLTS 环境下的熵权法求解风险因子客观权重, 基本步骤如下:

**步骤 1** 将群体故障评估矩阵  $R = [L^k(p)_{ij}]_{m \times n}^T$  转换为得分函数矩阵  $R' = [L^k(p)'_{ij}]_{m \times n}^T$ , 其中  $L^k(p)'_{ij} = \sum_{l=1}^{\#L(p)} r^{(l)} p^{(l)} / \#L(p)$ 。

**步骤 2** 计算各风险因子熵值, 第  $j$  个风险因

子熵值为

$$H_j = -\frac{1}{\ln m} \sum_{i=1}^m (L^k(p)'_{ij}) (\ln(L^k(p)'_{ij})) \quad (13)$$

**步骤 3** 计算各风险因子客观权重, 第  $j$  个风险因子客观权重为

$$w_j^o = \frac{1 - H_j}{n - \sum_{j=1}^n H_j} \quad (14)$$

### 2.2.3 风险因子主观权重和客观权重综合

综合 BWM 和熵权法导出的主观和客观权重, 每个风险因子的综合权重可以计算为

$$w_j = \gamma w_j^s + (1 - \gamma) w_j^o \quad (15)$$

式中:  $\gamma$  为主观权重系数, 反映专家主观判断在风险因子权重中占有的比例, 取值范围为  $[0, 1]$ 。

## 2.3 基于 PL-PROMETHEE 的故障模式风险排序

PROMETHEE 是一种利用流出量及流入量判断各方案优先程度的 MCDM 方法。本文在风险因子综合权重  $w_j = \{w_1, w_2, \dots, w_n\}$  确定的情况下, 将 PROMETHEE 拓展到 PLTS 语言环境下以解决传统 FMEA 方法中故障模式的风险优先级问题。基于 PL-PROMETHEE 的故障模式风险排序方法步骤如下:

**步骤 1** 计算风险因子  $RF_j (j=1, 2, \dots, n)$  下故障模式  $FM_i$  对于  $FM_k (i, k=1, 2, \dots, m)$  的优先函数  $\Pi(FM_i, FM_k)$  为

$$\Pi(FM_i, FM_k) = \sum_{j=1}^n w_j p_j (L(p)_{ij}, L(p)_{kj}) \quad (16)$$

**步骤 2** 计算每个故障模式的流出量  $\Phi^+(FM_i)$  和流入量  $\Phi^-(FM_i)$  为

$$\Phi^+(FM_i) = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \Pi(FM_i, FM_k) = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \sum_{j=1}^n w_j p_j (L(p)_{ij}, L(p)_{kj}) \quad (17)$$

$$\Phi^-(FM_i) = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \Pi(FM_k, FM_i) = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m \sum_{j=1}^n w_j p_j (L(p)_{kj}, L(p)_{ij}) \quad (18)$$

**步骤 3** 计算净流量  $\Phi(FM_i)$  为  $\Phi(FM_i) = \Phi^+(FM_i) - \Phi^-(FM_i)$  (19)

**步骤 4** 根据净流量的值进行故障模式风险排序。

## 3 案例分析

托盘交换架是加工中心的关键功能部件, 其主要功能是实现机床加工时将已加工工件与待加工毛坯进行位置交换, 从而实现将待加工毛坯送入

到加工位置,并对其自动定位。本文以国产某卧式加工中心的托盘交换架为评估对象,FMEA 团队由 3 位分别来自维修、制造、研发部门的专家 ( $E_1, E_2, E_3$ ) 组成,专家的权重  $\lambda$  分别为 0.2、0.4、0.4。FMEA 团队依据数控转台功能结构特点和实践经验识别出托盘交换架的 6 个潜在故障模式:油缸漏油 ( $FM_1$ )、旋转减速瞬间振动和噪声 ( $FM_2$ )、交换速度过快或过慢 ( $FM_3$ )、升降不到位 ( $FM_4$ )、旋转到位时晃动 ( $FM_5$ )、旋转不到位 ( $FM_6$ )。

### 3.1 基于多粒度 PLTS 的故障模式的风险评估

3 位专家根据自身专业背景和经验水平选用不同粒度 PLTS 对各个故障模式关于风险因子 O、S 和 D 进行故障评价: $E_1$  选用 5 粒度的语言术语集  $S^5$ ;  $E_2$  和  $E_3$  选用 7 粒度的语言术语集  $S^7$ , 上述语言术语集等级语言变量为  $S^5 = \{s_0^5: \text{低}, s_1^5: \text{稍低}, s_2^5: \text{中等}, s_3^5: \text{稍高}, s_4^5: \text{高}\}$ ,  $S^7 = \{s_0^7: \text{很低}, s_1^7:$

低,  $s_2^7: \text{稍低}, s_3^7: \text{中等}, s_4^7: \text{稍高}, s_5^7: \text{高}, s_6^7: \text{很高}\}$ 。

收集 3 位专家对 6 个故障模式评估信息,并汇总于表 2 中。

选择  $S^7$  作为基本语言评价集,将  $E_1$  提供的评估信息  $R^{(1)} = [L^5(p)_{ij}]_{6 \times 3}^T$  转化为  $[L^7(p)_{ij}]_{6 \times 3}^T$ , 如表 3 所示,其中以  $L^5(p)_{12} = \{s_2^5(0.5), s_3^5(0.5)\}$  为例,首先利用式 (10) 计算  $L^5(p)_{12}$  中每个语言术语对应的等效 PLTS 分别为:  $L_2^7(p) = \{s_3^7(1)\}$ ,  $L_3^7(p) = \{s_4^7(0.5), s_5^7(0.5)\}$ , 其概率权重分别为  $[0.5, 0.5]^T$ , 最后运用式 (3) 和式 (4) 聚集得到  $L^7(p)_{12} = \{s_3^7(0.5), s_4^7(0.25), s_5^7(0.25)\}$ 。

分别对 3 位专家评估信息进行标准化处理,结合专家权重  $\lambda = \{0.2, 0.4, 0.4\}$ , 并根据式 (3) 和式 (4) 聚集各专家故障评估矩阵得群体故障评估矩阵  $R = [L^7(p)_{ij}]_{6 \times 3}^T$ , 如表 4 所示。

表 2 3 位专家提供的概率语言评估信息

Table 2 Probabilistic linguistic evaluation information provided by three experts

$E_q$	$RF_j$	$FM_1$	$FM_2$	$FM_3$	$FM_4$	$FM_5$	$FM_6$
$E_1$	O	$\{s_2^5(0.8)\}$	$\{s_3^5(0.8), s_4^5(0.2)\}$	$\{s_2^5(0.8)\}$	$\{s_2^5(0.8), s_3^5(0.2)\}$	$\{s_1^5(0.5), s_2^5(0.5)\}$	$\{s_1^5(0.4), s_2^5(0.6)\}$
	S	$\{s_2^5(0.5), s_3^5(0.5)\}$	$\{s_2^5(0.4), s_3^5(0.4)\}$	$\{s_3^5(0.4), s_4^5(0.6)\}$	$\{s_3^5(0.5), s_4^5(0.5)\}$	$\{s_2^5(0.4), s_3^5(0.6)\}$	$\{s_3^5(0.8)\}$
	D	$\{s_3^5(0.5), s_4^5(0.5)\}$	$\{s_0^5(0.6), s_1^5(0.4)\}$	$\{s_2^5(1)\}$	$\{s_4^5(0.8)\}$	$\{s_1^5(0.2), s_2^5(0.8)\}$	$\{s_4^5(1)\}$
$E_2$	O	$\{s_3^7(0.2), s_4^7(0.8)\}$	$\{s_4^7(0.5), s_5^7(0.5)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_2^7(0.75), s_3^7(0.25)\}$	$\{s_1^7(0.4), s_2^7(0.6)\}$
	S	$\{s_3^7(0.25), s_4^7(0.75)\}$	$\{s_3^7(0.2), s_4^7(0.6), s_5^7(0.2)\}$	$\{s_4^7(0.5), s_5^7(0.5)\}$	$\{s_4^7(0.4), s_5^7(0.4)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_4^7(0.5), s_5^7(0.5)\}$
	D	$\{s_4^7(0.25), s_5^7(0.5), s_6^7(0.25)\}$	$\{s_0^7(0.25), s_1^7(0.75)\}$	$\{s_2^7(0.2), s_3^7(0.8)\}$	$\{s_5^7(0.8), s_6^7(0.2)\}$	$\{s_1^7(0.25), s_2^7(0.5), s_3^7(0.25)\}$	$\{s_2^7(0.75), s_6^7(0.25)\}$
$E_3$	O	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_4^7(0.2), s_5^7(0.2), s_6^7(0.6)\}$	$\{s_3^7(0.2), s_4^7(0.8)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_1^7(0.4), s_2^7(0.6)\}$	$\{s_2^7(0.4), s_3^7(0.4)\}$
	S	$\{s_3^7(0.25), s_4^7(0.75)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.2)\}$	$\{s_2^7(0.6), s_6^7(0.2)\}$	$\{s_4^7(0.8)\}$	$\{s_3^7(0.25), s_4^7(0.5), s_5^7(0.25)\}$	$\{s_4^7(0.5), s_5^7(0.5)\}$
	D	$\{s_4^7(0.6), s_5^7(0.2)\}$	$\{s_1^7(0.6), s_2^7(0.4)\}$	$\{s_2^7(0.75), s_3^7(0.25)\}$	$\{s_5^7(0.8), s_6^7(0.2)\}$	$\{s_3^7(0.8)\}$	$\{s_5^7(0.2), s_6^7(0.8)\}$

表 3 一致化处理后的专家 3 故障模式评估信息

Table 3 Unified  $E_3$ 's evaluation information of each failure mode

$RF_j$	$FM_1$	$FM_2$	$FM_3$	$FM_4$	$FM_5$	$FM_6$
O	$\{s_3^7(0.8)\}$	$\{s_4^7(0.4), s_5^7(0.4), s_6^7(0.2)\}$	$\{s_3^7(0.8)\}$	$\{s_3^7(0.8), s_4^7(0.1), s_5^7(0.1)\}$	$\{s_1^7(0.25), s_2^7(0.25), s_3^7(0.5)\}$	$\{s_1^7(0.2), s_2^7(0.2), s_3^7(0.6)\}$
S	$\{s_3^7(0.5), s_4^7(0.25), s_5^7(0.25)\}$	$\{s_3^7(0.4), s_4^7(0.2), s_5^7(0.2)\}$	$\{s_4^7(0.2), s_5^7(0.2), s_6^7(0.6)\}$	$\{s_4^7(0.25), s_5^7(0.25), s_6^7(0.5)\}$	$\{s_3^7(0.4), s_4^7(0.3), s_5^7(0.3)\}$	$\{s_4^7(0.4), s_5^7(0.4)\}$
D	$\{s_4^7(0.25), s_5^7(0.25), s_6^7(0.5)\}$	$\{s_0^7(0.6), s_1^7(0.2), s_2^7(0.2)\}$	$\{s_3^7(1)\}$	$\{s_6^7(0.8)\}$	$\{s_1^7(0.1), s_2^7(0.1), s_3^7(0.8)\}$	$\{s_6^7(1)\}$

### 3.2 风险因子权重确定

根据 FMEA 团队专家的判断,确定每个团队专家的最佳和最差风险因子的偏好评级向量,如表 5 和表 6 所示,并依据式 (11),构建风险因子优化模型。通过使用加权平均算子,聚合 FMEA 团队专家

得到的风险因子主观权重及其权重  $\lambda = \{0.2, 0.4, 0.4\}$ , 获得风险因子的合成主观权重  $w_j^S = \{0.341, 0.486, 0.173\}$ 。推导结果如表 7 所示。

将群体决策矩阵  $R = [L^7(p)_{ij}]_{6 \times 3}^T$  转化为得分函数矩阵  $R' = [L^7(p)'_{ij}]_{6 \times 3}^T$ , 利用式 (13) 和

表4 群体故障评估矩阵

Table 4 Group failure evaluation matrix

RF <sub>j</sub>	FM <sub>1</sub>	FM <sub>2</sub>	FM <sub>3</sub>	FM <sub>4</sub>	FM <sub>5</sub>	FM <sub>6</sub>
O	{s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.4), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.6)}	{s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.16), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.36), s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.48)}	{s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.4), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.6)}	{s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.02), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.18), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.8)}	{s <sub>1</sub> <sup>7</sup> (0.21), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.2), s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0.59)}	{s <sub>1</sub> <sup>7</sup> (0.2), s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0.48), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.32)}
S	{s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.05), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.3), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.65)}	{s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.13), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.37), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.5)}	{s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.24), s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.22), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.54)}	{s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.1), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.25), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.65)}	{s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.16), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.34), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.5)}	{s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.5), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.5)}
D	{s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.2), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.35), s <sub>4</sub> <sup>7</sup> (0.45)}	{s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.22), s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0.2), s <sub>1</sub> <sup>7</sup> (0.58)}	{s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0.38), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.62)}	{s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.36), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.64)}	{s <sub>1</sub> <sup>7</sup> (0.12), s <sub>2</sub> <sup>7</sup> (0.22), s <sub>3</sub> <sup>7</sup> (0.66)}	{s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0), s <sub>5</sub> <sup>7</sup> (0.38), s <sub>6</sub> <sup>7</sup> (0.62)}

表5 最佳标准的风险因子评级向量

Table 5 Preference rating vectors for the best risk factor

E <sub>q</sub>	RF <sub>B</sub>	O	S	D
E <sub>1</sub>	S	2	1	8
E <sub>2</sub>	S	9	1	3
E <sub>3</sub>	O	1	3	8

表6 最差标准的风险因子评级向量

Table 6 Preference rating vectors for the worst risk factor

E <sub>q</sub>	RF <sub>w</sub>	O	S	D
E <sub>1</sub>	D	2	8	1
E <sub>2</sub>	O	1	7	4
E <sub>3</sub>	D	7	3	1

表7 风险因子主观权重

Table 7 Subjective weights of risk factor

E <sub>q</sub>	O	S	D	CR
E <sub>1</sub>	0.246	0.663	0.091	0.157
E <sub>2</sub>	0.078	0.622	0.300	0.191
E <sub>3</sub>	0.652	0.261	0.087	0.112
w <sub>j</sub> <sup>S</sup>	0.341	0.486	0.173	

式(14), 得到风险因子熵值  $H_j = \{-0.478, -1.556, -1.292\}$  和客观权重  $w_j^O = \{0.234,$

$0.404, 0.362\}$ 。利用式(15), 其中将  $\gamma$  设定为 0.5, 对主观和客观权重聚合得到风险因子综合权重为  $w_j = \{0.287, 0.445, 0.368\}$ 。

### 3.3 基于 PL-PROMETHEE 的故障模式风险排序

通过式(5)计算各风险因子下故障模式间的可能度  $p_j(L(p)_{ij}, L(p)_{kj})$ , 并根据式(16)确定故障模式两两比较的优先函数  $\Pi(FM_i, FM_k)$ 。利用式(17)和式(18), 计算故障模式的流出量  $\Phi^+(FM_i)$ 、流入量  $\Phi^-(FM_i)$  和净流量  $\Phi(FM_i)$  分别为

$$\Phi^+(FM_i) = \{3.025, 2.722, 3.440, 3.636, 1.927, 3.250\};$$

$$\Phi^-(FM_i) = \{2.975, 3.278, 2.560, 2.364, 4.073, 2.750\};$$

$$\Phi(FM_i) = \{0.050, -0.556, 0.880, 1.272, -2.146, 0.500\}$$

最终, 由净流量的值确定的故障模式风险排序为:  $FM_4 > FM_3 > FM_6 > FM_1 > FM_2 > FM_5$ 。其中,  $FM_4$  作为风险最高故障模式, 应赋予最高级别风险优先度而被重点关注,  $FM_3$  风险次之, 最低风险故障模式为  $FM_5$ 。

$$p_1(L_{i1}(p), L_{k1}(p)) = \begin{bmatrix} 0.500 & 0.038 & 0.500 & 0.538 & 0.847 & 0.820 \\ 0.962 & 0.500 & 0.962 & 0.961 & 1 & 1 \\ 0.500 & 0.038 & 0.500 & 0.5938 & 0.847 & 0.820 \\ 0.462 & 0.039 & 0.462 & 0.500 & 0.924 & 0.809 \\ 0.153 & 0 & 0.153 & 0.076 & 0.500 & 0.456 \\ 0.180 & 0 & 0.180 & 0.191 & 0.544 & 0.500 \end{bmatrix}$$

$$p_2(L_{i2}(p), L_{k2}(p)) = \begin{bmatrix} 0.500 & 0.521 & 0.095 & 0.250 & 0.516 & 0.292 \\ 0.479 & 0.500 & 0.169 & 0.282 & 0.488 & 0.337 \\ 0.905 & 0.831 & 0.500 & 0.737 & 0.867 & 0.593 \\ 0.750 & 0.718 & 0.263 & 0.500 & 0.707 & 0.489 \\ 0.484 & 0.512 & 0.133 & 0.293 & 0.500 & 0.343 \\ 0.708 & 0.663 & 0.407 & 0.511 & 0.657 & 0.500 \end{bmatrix}$$

$$p_3(L_{i3}(p), L_{k3}(p)) = \begin{bmatrix} 0.500 & 1 & 0.973 & 0.414 & 0.930 & 0.386 \\ 0 & 0.500 & 0.054 & 0 & 0.085 & 0 \\ 0.267 & 0.946 & 0.500 & 0 & 0.529 & 0 \\ 0.586 & 1 & 1 & 0.500 & 0.957 & 0.413 \\ 0.070 & 0.915 & 0.471 & 0.043 & 0.500 & 0 \\ 0.614 & 1 & 1 & 0.587 & 1 & 0.500 \end{bmatrix}$$

$$\Pi(FM_i, FM_k) = \begin{bmatrix} 0.500 & 0.511 & 0.447 & 0.377 & 0.722 & 0.469 \\ 0.489 & 0.500 & 0.366 & 0.402 & 0.527 & 0.437 \\ 0.553 & 0.634 & 0.500 & 0.482 & 0.771 & 0.500 \\ 0.623 & 0.598 & 0.518 & 0.500 & 0.836 & 0.560 \\ 0.278 & 0.473 & 0.229 & 0.164 & 0.500 & 0.283 \\ 0.531 & 0.563 & 0.500 & 0.440 & 0.717 & 0.500 \end{bmatrix}$$

### 3.4 灵敏度与对比分析

风险因子的综合权重很大程度上取决于主观权重系数  $\gamma$ ,且  $\gamma$  是在  $[0,1]$  中变化的调整参数,在本文案例中设置为 0.5。为验证  $\gamma$  对风险优先级排序的影响,取  $\gamma$  不同值的情况时 6 种失效模式的风险等级排序结果如图 2 所示。

由图 2 可知,当  $\gamma \leq 0.8$  时,故障模式的等级顺序几乎不受  $\gamma$  值的影响,这说明这些故障模式在专家主观判断和评估信息客观因素两方面具有相同的重要性;当  $\gamma > 0.8$  时,FM<sub>2</sub> 和 FM<sub>3</sub> 风险排名提高,相应 FM<sub>6</sub> 和 FM<sub>4</sub> 风险排名下降,意味着在本文案例中采用偏主观的风险因子权重对故障模式的风险排序有一定影响。基于以上分析,在现实的 FMEA 风险评估过程中,需要根据风险评估实际情景和专家对评估信息确定程度来合理确定适当的  $\gamma$  值。

为验证本文所提方法的合理性和有效性,将本文提出的 PL-PROMETHEE 方法与传统 FMEA 法、文献[15]提出的 PL-TOPSIS 方法和文献[8]提出的 HFL-PROMETHEE 方法作对比分析。将 4 种方法得出的故障模式风险排序结果汇总于表 8 中。其中 PL-TOPSIS 方法和 HFL-PROMETHEE 方法沿用本文风险因子综合权重,与本文方法不

同的是:PL-TOPSIS 方法将 TOPSIS 拓展到概率语言环境下确定故障模式风险排序顺序,而 HFL-PROMETHEE 方法则采用犹豫模糊语言集 HFLTS 评估故障风险信息。

由表 8 可知,虽然 4 种方法获得的故障模式排序结果不完全相同,但都将 FM<sub>4</sub> 和 FM<sub>5</sub> 分别确定为最高和最低故障模式,一定程度上验证了本文方法的有效性。此外,图 3 描绘了 4 种方法排序数据归一化处理后的故障模式间排序相对偏差量,其中,PL-PROMETHEE 曲线波动幅度最大,意味着本文方法在故障模式中的辨别度高于其他 3 种方法。

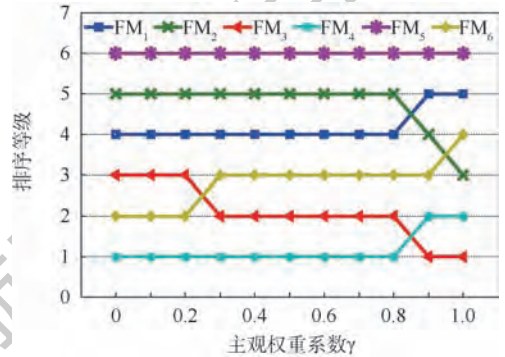


图 2 参数  $\gamma$  的敏感度分析

Fig. 2 Sensitivity analysis on parameter  $\gamma$

表 8 不同方法故障模式风险排序比较

Table 8 Risk ranking comparison of failure modes by different methods

故障模式	传统 FMEA				PL-TOPSIS <sup>[15]</sup>		HFL-PROMETHEE <sup>[8]</sup>		PL-PROMETHEE		
	O	S	D	RPN	排序	CI(FM <sub>i</sub> )	排序	$\Phi(FM_i)$	排序	$\Phi(FM_i)$	排序
FM <sub>1</sub>	5	6	7	210	3	-0.743	4	0.176	3	0.050	4
FM <sub>2</sub>	8	4	6	192	4	-0.962	5	-0.440	5	-0.556	5
FM <sub>3</sub>	6	8	4	192	4	-0.556	3	0.368	2	0.879	2
FM <sub>4</sub>	5	6	9	270	1	0	1	2.017	1	1.272	1
FM <sub>5</sub>	3	6	5	90	5	-1.368	6	-2.167	6	-2.146	6
FM <sub>6</sub>	4	7	9	252	2	-0.353	2	0.045	4	0.500	3

另一方面,本文方法故障模式排序顺序与传统 FMEA 方法之间差距较为明显,即  $FM_4$  和  $FM_5$  排序相同,其余故障模式排序均不同;对比于 PL-TOPSIS 排序结果,仅  $FM_3$  和  $FM_6$  的风险等级发生了互换;与 HFL-PROMETHEE 故障模式排序顺序相比,则在  $FM_6$  和  $FM_1$  的排序顺序发生互换。导致这些差异可能原因为:①对比传统 FMEA 方法采用清晰的数字和 HFL-PROMETHEE 采用的 HFLTS,本文使用 PLTS 使专家能够更准确,更接近实际情况提供风险评估。②传统 FMEA 方法中风险因子具有同等重要性,然而,本文采用综合赋权法来识别风险因子权重,充分融合了主客观权重方法的优势。③PL-TOPSIS 使用 TOPSIS 来获得故障模式的风险等级, TOPSIS 具有决策补偿性,一个指标下的高评价价值能弥补其他指标下的低评价价值,相比之下, PROMETHEE 基于方案间的两两比较得出最终的排序结果,决策相对结果更加准确。

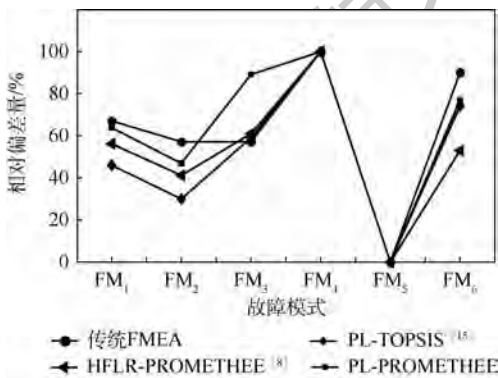


图3 不同方法故障模式间相对偏差量

Fig.3 Relative deviations between failure modes by different methods

## 4 结 论

本文提出了一种多粒度概率语言环境下基于 PROMETHEE 的改进 FMEA 方法,以改善传统 FMEA 方法的缺陷,提高其科学性和有效性。所提的方法特点如下:

1) 用多粒度 PLTS 评估故障模式风险,不仅能满足不同知识背景和经验水平的专家的表达习惯,而且还能解决专家评估信息表达模糊和信息丢失的问题。相比于传统 FMEA 方法,更真实地刻画了专家评估信息的多样性和不确定性。

2) 运用 BWM 和熵权法结合的综合赋权法区分风险因子的相对重要性,克服了主观赋权法或客观赋权法单方面的缺陷,并且通过设置主客观权重系数调整主客观权重比例,可以有效地适用

于各种不同现实情况。

3) 基于 PL-PROMETHEE 对故障模式进行风险排序,避免了决策补偿性对故障模式评价结果的影响,充分考虑了决策者偏好存在的客观事实,在实际应用中更具广泛性。

尽管本文方法为故障风险评估提供了一种有效实用的工具,但仍有一些问题需要在未来研究中加以解决。首先, FMEA 团队成员不同的风险态度可能直接影响最终故障模式风险排序结果,因此,未来可以将专家风险态度作为影响风险评估的重要因素。其次,在未来研究中可以确定未考虑的其他风险因子,以更全面反映故障模式风险。最后,本文方法可用于应对其他更复杂的风险分析问题,以进一步验证其适用性和有效性。

## 参考文献 (References)

- [1] CERTA A, ENEA M, GALANTE G M, et al. ELECTRE TRI based approach to the failure modes classification on the basis of risk parameters: An alternative to the risk priority number [J]. Computers & Industrial Engineering, 2017, 108: 100-110.
- [2] LO H, LIU J, HUANG C, et al. A novel failure mode and effect analysis model for machine tool risk analysis [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2019, 183: 173-183.
- [3] LIU H C, YOU J X, CHEN S, et al. An integrated failure mode and effect analysis approach for accurate risk assessment under uncertainty [J]. IIE Transactions, 2016, 48 (11): 1027-1042.
- [4] HUANG J, LI Z, LIU H C. New approach for failure mode and effect analysis using linguistic distribution assessments and TODIM method [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2017, 167: 302-309.
- [5] 杜晗恒, 彭翀. 基于模糊 TOPSIS 的 FMEA 方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (2): 368-374.
- [6] DU H H, PENG C. Failure mode and effects analysis method based on fuzzy TOPSIS [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (2): 368-374 (in Chinese).
- [7] SAKTHIVEL G, IKUA B W. Failure mode and effect analysis using fuzzy analytic hierarchy process and GRA TOPSIS in manufacturing industry [J]. International Journal of Productivity and Quality Management, 2017, 22 (4): 466-484.
- [8] WANG W Z, LIU X W, CHEN X Q, et al. Risk assessment based on hybrid FMEA framework by considering decision maker's psychological behavior character [J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 136: 516-527.
- [9] 耿秀丽, 邱华清. 基于犹豫模糊 PROMETHEE II 的设计方案群决策方法 [J]. 计算机应用研究, 2018, 35 (10): 3020-3024.
- [10] GENG X L, QIU H Q. Group decision-making method of design concept based on hesitant fuzzy PROMETHEE II [J]. Application Research of Computers, 2018, 35 (10): 3020-3024 (in Chinese).
- [11] LIU H C, YOU J X, DUAN C Y, et al. An integrated approach

- for failure mode and effect analysis under interval-valued intuitionistic fuzzy environment [J]. *International Journal of Production Economics*, 2019, 207: 163-172.
- [10] 王睿,朱江洪,李延来. 基于直觉模糊 MULTIMOORA 的改进 FMEA 风险评估方法[J]. *计算机集成制造系统*, 2018, 24(2): 290-301.  
WANG R, ZHU J H, LI Y L. Improved FMEA method for risk evaluation based on intuitionistic fuzzy MULTIMOORA [J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2018, 24(2): 290-301 (in Chinese).
- [11] WANG Z L, YOU J X, LIU H C, et al. Failure mode and effect analysis using soft set theory and COPRAS method [J]. *International Journal of Computational Intelligence Systems*, 2017, 10(1): 1002-1015.
- [12] LIU H C, LI Z, SONG W, et al. Failure mode and effect analysis using cloud model theory and PROMETHEE method [J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2017, 66(4): 1058-1072.
- [13] NIE R X, TIAN Z P, WANG X K, et al. Risk evaluation by FMEA of supercritical water gasification system using multi-granular linguistic distribution assessment [J]. *Knowledge-Based Systems*, 2018, 162: 185-201.
- [14] RODRIGUEZ R M, MARTÍNEZ L, HERRERA F. Hesitant fuzzy linguistic term sets for decision making [J]. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2012, 20(1): 109-119.
- [15] PANG Q, WANG H, XU Z. Probabilistic linguistic term sets in multi-attribute group decision making [J]. *Information Sciences*, 2016, 369: 128-143.
- [16] YANG Z, WANG J. Use of fuzzy risk assessment in FMEA of offshore engineering systems [J]. *Ocean Engineering*, 2015, 95: 195-204.
- [17] ZHOU Y, XIA J, ZHONG Y, et al. An improved FMEA method based on the linguistic weighted geometric operator and fuzzy priority [J]. *Quality Engineering*, 2016, 28(4): 491-498.
- [18] REZAEI J. Best-worst multi-criteria decision-making method [J]. *Omega*, 2015, 53: 49-57.
- [19] DRAGAN P, GORAN C. The selection of transport and handling resources in logistics centers using multi-attribute border approximation area comparison (MABAC) [J]. *Expert Systems with Applications*, 2015, 42(6): 3016-3028.
- [20] BRANS J P, VINCKE P, MARESCHAL B. How to select and how to rank projects: The PROMETHEE method [J]. *European Journal of Operational Research*, 1986, 24(2): 228-238.
- [21] WU X, LIAO H. An approach to quality function deployment based on probabilistic linguistic term sets and ORESTE method for multi-expert multi-criteria decision making [J]. *Information Fusion*, 2018, 43: 13-26.
- [22] LIU P D, LI Y. The PROMTHEREE II method based on probabilistic linguistic information and their application to decision making [J]. *Informatica*, 2018, 29(2): 303-320.
- [23] 张震,郭崇慧. 基于相对熵的多粒度不确定语言型群决策方法[J]. *大连理工大学学报*, 2012, 52(6): 921-927.  
ZHANG Z, GUO C H. A multi-granularity uncertain linguistic group decision-making method based on relative entropy [J]. *Journal of Dalian University of Technology*, 2012, 52(6): 921-927 (in Chinese).
- [24] ZHANG Z, GUO C, MARTÍNEZ L. Managing multi-granular linguistic distribution assessments in large-scale multi-attribute group decision making [J]. *IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics Systems*, 2017, 47(11): 3063-3076.
- [25] 张发明,袁宇翔,梁龙武. 多粒度不确定语言变量的多属性群决策方法及应用 [J]. *系统管理学报*, 2017, 26(6): 64-73.  
ZHANG F M, YUAN Y X, LIANG L W. Multi-attribute group-decision-making with multi-granularity uncertain linguistic variables and its application [J]. *Journal of Systems & Management*, 2017, 26(6): 64-73 (in Chinese).
- [26] CHITSAZ N, AZARNIVAND A. Water scarcity management in arid regions based on an extended multiple criteria technique [J]. *Water Resources Management*, 2017, 31(1): 233-250.
- [27] LIU P, YOU X. Probabilistic linguistic TODIM approach for multiple attribute decision-making [J]. *Granular Computing*, 2017(12): 1-10.

#### 作者简介:

鞠萍华 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:机械故障诊断、机电产品可靠性。

陈资 男,硕士研究生。主要研究方向:机电产品可靠性。

冉琰 女,博士,讲师。主要研究方向:现代质量工程、数控机床可靠性技术等。

# Improved FMEA method based on PROMETHEE in multi-granular probabilistic linguistic environment

JU Pinghua, CHEN Zi, RAN Yan\*, HU Xiaobo

(State Key Laboratory of Mechanical Transmissions, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

**Abstract:** With respect to some inherent drawbacks regarding failure mode evaluations, risk factor weights and risk priority ranking in traditional failure mode and effect analysis (FMEA) method, an improved FMEA method based on preference ranking organization method for enrichment evaluations (PROMETHEE) in multi-granular probabilistic linguistic environment was proposed. The multi-granular probabilistic linguistic term sets (PLTS) were used to characterize the diversity and uncertainty of experts' assessment information, and a new linguistic computational model was developed based on the 2-tuple linguistic transformation formulas to unify the multi-granular risk assessment information provided by FMEA team members. Best-worst method (BWM) and the entropy weighting method were adopted to determine subjective and objective combined weights of risk factors. The PROMETHEE was extended to probabilistic linguistic environment to determine the risk ranking of failure modes. Finally, an empirical case concerning the failure risk evaluation of tray automatic exchange device was presented to demonstrate the practicality and effectiveness of the proposed method, and sensitivity analysis and comparison study were also performed to show its merits.

**Keywords:** failure mode and effect analysis (FMEA); probabilistic linguistic term sets (PLTS); multi-granular linguistic; preference ranking organization method for enrichment evaluations (PROMETHEE); best-worst method (BWM)

**Received:** 2019-04-01; **Accepted:** 2019-05-31; **Published online:** 2019-07-02 09:27

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1502.005.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1502.005.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (51835001, 51705048); National Science and Technology Major Program (2018ZX04032-001, 2016ZX04004-005)

\* **Corresponding author.** E-mail: ranyan@equ.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn      jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0073

# 倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线



周琦, 刘莉\*

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘 要:** 建立了典型三点式倾转旋翼无人机动力学模型, 针对过渡过程, 开展最优倾转角曲线研究以减小横侧控制耦合对纵向运动影响和过渡过程能耗。基于倾转角曲线对过渡过程的影响分析, 提出了改进运动剖面算法对倾转角曲线进行参数化设计; 并提出两阶段优化方案来对参数进行优化。第1阶段, 综合考虑横侧控制耦合度最低和过渡过程能耗最小目标, 以曲线参数为优化变量, 构建了最优倾转角问题模型, 采用遗传算法进行优化求解。第2阶段, 引入舵机动力学模型, 考虑过渡时间和系统超调进一步优化以减小结束阶段的超调。与2种现有典型倾转角曲线对比结果表明: 给定过渡时间, 设计的最优倾转角曲线有效地降低横向控制耦合程度和过渡过程的能耗, 且减小结束时超调。

**关键词:** 倾转旋翼; 过渡过程; 倾转角曲线; 遗传算法; 横侧控制耦合度

**中图分类号:** V249.12

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2277-07

倾转旋翼飞行器是一种旋翼飞行器和固定翼飞行器复合的飞行器。可以实现垂直起降、低速游弋、高速巡航等任务, 在民用和军用领域都具有良好的应用前景。

倾转旋翼存在3个飞行器模式: 旋翼模式、过渡模式、固定翼模式。其中过渡模式由于其不确定性、耦合性、时变性导致控制系统设计最为复杂。倾转旋翼过渡过程控制可以分为3个部分: 控制算法、控制分配算法和倾转角度变化曲线。目前过渡过程的控制中主要关注控制算法和控制分配算法的设计, 对倾转角变化曲线研究相对较少。

倾转角变化曲线可以分为预设法和在线法2种。预设法即预先设定倾转角方案曲线, 过渡过程中严格按照曲线倾转, 目前主要有: 匀速倾转和“S”型曲线倾转2种方式。在倾转旋翼过渡过程的研究中对倾转角曲线关注较少, 基本是采用较为简单的匀速倾转方式<sup>[1-5]</sup>, 该方法的特点是: 设计简单, 计算量小, 执行机构压力小, 但是在过

渡结束阶段会造成超调和振荡。Ta等<sup>[6]</sup>研究倾转旋翼航迹规划的时候提出运动剖面算法, 以减小到达航迹点时的超调和振荡, 而后, 其在研究倾转旋翼控制时将该算法用来设计倾转角方案曲线<sup>[7]</sup>。鲁麟宏等<sup>[8]</sup>在研究基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换时也采用了该方案曲线。Yeo和Liu<sup>[9]</sup>研究倾转四旋翼的过渡过程提出基于Sigmoid函数倾转方案。赖水清等<sup>[10]</sup>也曾提出过3个阶段的倾转的短舱倾转规律, 但是未给出具体的曲线形式。

在线法是在过渡过程中设置反馈控制器, 根据飞行器的状态来调整倾转角速度。张飞等<sup>[11]</sup>以高度和俯仰角为输入, 倾转角速度为输出, 应用模糊控制方法得到了倾转曲线控制方案, 降低了过渡过程中飞行器的振荡。在倾转旋翼过渡过程中, 飞行器按飞行走廊曲线飞行, 飞行器的状态量与预先设计的值不会相差很大, 所以采用预设倾转角曲线的方式就可以达到稳定过渡, 同时预设方案可以减小控制器的计算量。目前的预设倾转

收稿日期: 2019-03-01; 录用日期: 2019-05-27; 网络出版时间: 2019-06-13 14:50

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190613.0718.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190613.0718.002.html)

\* 通信作者: E-mail: liuli@bit.edu.cn

**引用格式:** 周琦, 刘莉. 倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2277-2283.

ZHOU Y, LIU L. Optimal transition tilt angle curve of tiltrotor UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2277-2283 (in Chinese).

角曲线基本是通过人为经验确定,忽视了倾转角曲线对过渡过程性能的影响。

本文研究优化倾转角曲线来提高过渡过程稳定性。首先,建立后三点式动力布局的电动倾转旋翼飞行器动力学模型,对飞行器配平得出了过渡过程的飞行走廊曲线;然后,根据过渡过程中的横向耦合关系以及能量特性,建立了优化模型,提出了改进运动剖面算法,将最优控制问题转化为一个参数优化问题;最后,建立了考虑横侧控制耦合和能量损耗的优化模型。并运用遗传算法进行求解,引入舵机模型,根据舵机系统时域响应特性对曲线进行设计,得到最优倾转角曲线。

## 1 飞行器动力学模型

在倾转旋翼的动力系统配置方案中,两旋翼纵向控制不稳定;四旋翼及其更多电机配置飞行效率低;倾转三旋翼是在控制稳定性以及效率方面综合的最佳动力布局,三倾转旋翼又分为前三点式动力布局和后三点式动力布局,为了更好地保证飞行器的平飞静稳定性,一般采用后三点式动力布局(如图1所示)。

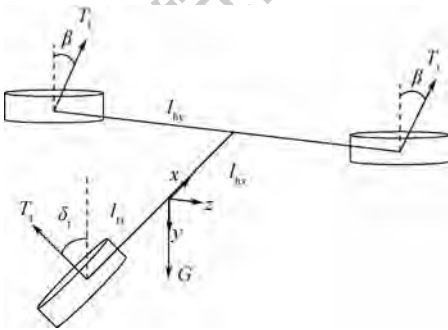


图1 飞行器动力布局  
Fig.1 Aircraft dynamic layout

倾转旋翼过渡过程主要关心高度和速度的变化,因此建立飞行器在铅锤平面内的动力学模型为

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = -(T_1 + T_r) \sin(\alpha - \beta(t)) - T_i \sin \alpha \cos \delta_i - D - mg \sin \gamma \\ -mV \frac{d\gamma}{dt} = -(T_1 + T_r) \cos(\alpha + \beta(t)) - L - T_i \cos \alpha \cos \delta_i + mg \cos \gamma \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} = T_i \cos \delta_i l_{ix} - (T_1 + T_r) \cos \beta(t) \cdot l_{hx} + M_A \end{cases} \quad (1)$$

式中: $m$ 为质量; $V$ 为速度; $l_{hx}$ 、 $l_{ix}$ 分别为前发动机和后发动机到质心的纵向力臂; $L$ 和 $D$ 分别为升

力和阻力; $M_A$ 为飞行器俯仰方向的俯仰气动力矩; $\beta$ 为头部2个电机的倾转角度; $\delta_i$ 为尾部舵机的倾转角度; $T_1$ 和 $T_r$ 分别为头部左右两侧电机推力; $T_i$ 为尾部电机推力; $\alpha$ 为飞行器迎角; $\gamma$ 为飞行器的航迹倾角; $J$ 为轴转动惯量; $\omega$ 为角速度。

在整个过程中忽略舵偏角对升力和阻力的影响,升力和阻力可以分别表示为

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = K_L V^2 \quad (2)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = K_D V^2 \quad (3)$$

式中: $\rho$ 、 $S$ 、 $C_L$ 和 $C_D$ 分别为大气密度、机翼面积、升力系数和阻力系数; $K_L$ 和 $K_D$ 为升力和阻力与速度无关项。

俯仰气动力矩表示为

$$M_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m = K_M V^2 \quad (4)$$

式中: $c$ 和 $C_m$ 分别为平均气动弦长和俯仰力矩系数; $K_M$ 为气动力矩与速度无关项。

对飞行器过渡过程进行研究需要得到飞行器的倾转走廊曲线<sup>[12-13]</sup>,对飞行器纵向动力学模型进行配平可得

$$\begin{cases} 0 = -(T_1 + T_r) \sin(\alpha_B + \beta(t)) - T_i \sin \alpha_B \cos \delta_{iB} - D - mg \sin \gamma \\ 0 = (T_1 + T_r) \cos(\alpha_B + \beta(t)) + L + T_i \cos \alpha_B \cos \delta_{iB} - mg \cos \gamma \\ 0 = T_i \cos \delta_{iB} l_{ix} - (T_1 + T_r) \sin \beta(t) \cdot l_{hx} + M_A \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\delta_{iB}$ 为尾部电机平衡自身反扭力矩的平衡倾角; $\alpha_B$ 为飞行器平飞时的平衡迎角。

将表1中的飞行器参数代入式(5),得到飞行器的倾转走廊曲线如图2所示。

表1 飞行器参数

Table 1 Aircraft parameters

参数	数值
巡航速度/(m·s <sup>-1</sup> )	33
巡航迎角/(°)	5
尾部电机平衡倾角/(°)	10
升降舵平衡舵偏角/(°)	6
飞行器质量/kg	5
单发最大推力/N	26
升力系数	0.1788
阻力系数	0.0441
机翼面积/m <sup>2</sup>	0.4
俯仰发动机力臂(前、后)/m	0.4
发动机横侧力臂	0.18
气动俯仰力矩系数	0.0008675
平均气动弦长/m	0.16

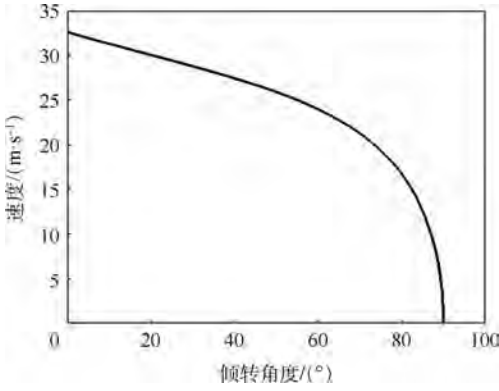


图 2 飞行走廊曲线

Fig. 2 Curve of flight corridor

## 2 横侧控制耦合与能耗优化

### 2.1 优化模型

常规固定翼布局飞行器的动力学模型中,定态飞行时横纵向运动是可以相互解耦,倾转旋翼无人机过渡过程中由于倾转角度变化,系统横纵向耦合严重,所以存在横向扰动时(侧风等),纵向运动参数也会受到影响。

本文所研究的常规气动布局三点式动力布局的倾转旋翼飞行器,在旋翼模式中,偏航通道由尾部舵机摆动控制,滚转通道由头部 2 个电机推力差控制,旋翼倾转角度不为零时,滚转控制会在偏航方向也产生力矩,为了平衡该力矩需要尾部舵机偏转控制,需要  $\delta_i$  频繁改变。同时通过式(1)可得,纵向动力学模型中的横向变量只有  $\delta_i$ ,偏航通道控制改变,导致飞行器的航迹角和速度改变,从而造成飞行器高度和速度方向的振荡,降低过渡过程的飞行品质。因此减小过渡过程的控制耦合问题是倾转旋翼稳定过渡的关键点之一。

倾转旋翼飞行器是典型的过驱动系统,控制耦合严重,需要对控制信号进行控制分配来缓解执行机构耦合。目前常规的控制分配方式是根据速度将控制量分配给旋翼和固定翼模式控制器,固定翼模式的气舵控制效率与速度的平方有关,所以可将分配关系写为

$$\begin{cases} u_{fw} = u \cdot f(V^2) \\ u_r = u(1 - f(V^2)) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $u$ 、 $u_{fw}$ 和 $u_r$ 分别为总的控制信号、固定翼模式控制信号和旋翼模式控制信号。

本文根据典型的控制分配方式<sup>[14]</sup>,设计了过渡过程控制分配方式:

$$f(V^2) = \begin{cases} 0 & V < 15 \text{ m/s} \\ \frac{V^2 - 15^2}{33^2 - 15^2} & 15 \text{ m/s} \leq V \leq 33 \text{ m/s} \\ 1 & V > 33 \text{ m/s} \end{cases} \quad (7)$$

在过渡过程中,旋翼模式滚转控制引起头部 2 个电机的推力变化可以表示为

$$\begin{aligned} u_r(1 - f(V^2)) &= (T_1 - T_r) \cos \beta(t) \cdot l_{hy} \Rightarrow \\ (T_1 - T_r) l_{hy} &= u_{roll}(1 - f(V^2)) / \cos \beta(t) \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $l_{hy}$ 为头部两电机中心到飞行器中心对称面的距离。

由于滚转和偏航的耦合关系会引起偏航方向的力矩:

$$\begin{aligned} M_{yaw} &= (T_1 - T_r) \sin \beta(t) \cdot l_{hy} = \\ &= \sin \beta(t) \cdot u_r(1 - f(V^2)) / \cos \beta(t) = \\ &= u_r \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} (1 - f(V^2)) \end{aligned} \quad (9)$$

从式(9)可以看出,影响过渡过程横向耦合主要有 2 个因素:一是控制分配算法;二是倾转角度。

目前主要通过设计过渡过程的控制分配律来降低过渡过程的横向耦合。控制分配函数一般为速度或是倾转角度的函数,由于倾转角度和前飞速度的协调关系(如图 2 所示),所以控制分配一定时,过渡过程横侧耦合大小只与倾转角度变化规律有关。

为了保证在整个倾转过渡过程中,滚转控制对偏航的影响最小,令

$$J = \min \int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} dt \quad (10)$$

式中: $t_f$ 为终止时间。

根据其动力学模型优化问题为

$$\begin{cases} J = \min \int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} dt \\ V(0) = 0, V(t_f) = V_c, V > 0, \dot{V} \geq 0 \\ 0 \leq \beta(t) \leq C, \beta(0) = 0, \beta(t_f) = \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $V_c$ 为巡航速度; $C$ 为常数。

考虑过渡过程中能量特性的影响,在目标函数中加入阻力做功项,即

$$\begin{cases} J = \min \int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} + w K_D V^3 dt \\ 0 \leq \dot{\beta}(t) \leq \frac{\pi}{10}, \beta(0) = 0, \beta(t_f) = \frac{\pi}{2}, \dot{\beta}(t_f) = 0 \\ V(0) = 0, V(t_f) = V_c, V > 0, \dot{V} \geq 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: $w$ 为权重系数。

### 2.2 遗传算法求解

Ta 等<sup>[6-7]</sup>提出的运动剖面算法,在考虑执行机构动力学的基础上将倾转角度变化可以分成 3 个线性的任务段(如图 3 所示)。

结束阶段过大的加速度会引起舵机系统的超调和振荡,从而引起速度和高度的振荡,该方案设计了三段式的倾转角方案以减小到达期望位置后的超调和振荡。由于该方案只考虑了舵机系统的影响,开始阶段和结束阶段直线的斜率是一致的,目前许多文献采用的倾转方案也是该方案。但是在考虑过渡过程中的耦合和阻力做功等情况下,需要对曲线的参数进行优化整定。

针对上述问题对曲线改进,在开始阶段和结束阶段采取三角函数倾转方案(如图4所示),保证在拐点处导数连续性,使过渡过程更加平滑。

$$\begin{cases} \beta = \beta_{\max} \sin\left(\frac{\pi}{2\mu_1}\beta\right) & \beta_0 \leq \beta \leq \mu_1 \\ \beta = \beta_{\max} & \mu_1 < \beta \leq \mu_2 \\ \beta = \beta_{\max} \cos\left(\frac{\pi}{2(\beta_f - \mu_2)}(\beta - \mu_2)\right) & \mu_2 < \beta \leq \beta_f \end{cases} \quad (13)$$

需要整定的参数有3个,本文采用遗传算法来对参数进行优化整定。

遗传算法采用的编码方式为二进制编码,参数的精度为0.01;种群的初始化方式为随机初始化,筛选方式采用比例选择法;交叉概率为0.8,变异概率为0.01,交叉和变异位置均是随机选取。种群大小为80,最大迭代次数为100。终止方式为最大代数终止。适应度函数为

$$F = \frac{1}{\int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} + w K_D V^3 dt} \quad (14)$$

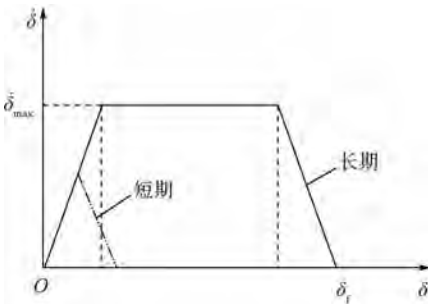


图3 运动剖面算法曲线<sup>[6-7]</sup>

Fig. 3 Curves of motion profile algorithm<sup>[6-7]</sup>

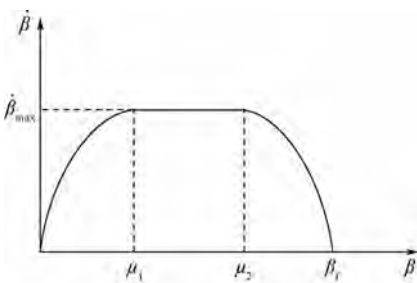


图4 改进运动剖面曲线

Fig. 4 Curves of improved motion profile

遗传算法参数的范围如表2所示。

首先确定阻力项权重系数,由于过渡时间较短和过渡过程主要关心速度和高度的跟踪误差,因此需要确定合适的阻力项权重,本文的选取规则为

$$10\% \cdot \int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} dt \geq w \int_{t_0}^{t_f} K_D V_c^3 dt \quad (15)$$

取

$$F' = \frac{1}{\int_{t_0}^{t_f} (1 - f(V^2)) \frac{\sin \beta(t)}{\cos \beta(t)} dt} \quad (16)$$

进行求解,得到最大代数种群,然后w的初始值为1,与最大代数种群适应度的倒数做对比,采用二分法得到符合式(15)的权重系数  $w = 9.8 \times 10^{-4}$ 。

将系数w代入式(14),采用遗传算法迭代后得到的种群平均适应度函数如图5所示。从图5可以看出,当迭代次数到50次时,种群平均适应度函数值已趋于稳定,取迭代过程中适应度最大个体为最终优化结果如表3所示。

根据优化参数得到过渡过程倾转角曲线和前飞速度曲线分别如图6和图7所示。图7显示在优化结果中, $\mu_2$ 越靠近90°越好,在目标函数的构造的过程中并没有考虑舵机减速性能,因此,参数 $\mu_2$ 需要进一步通过舵机的性能来确定。

表2 初始约束条件

Table 2 Initial constraint condition

参数	$\mu_1$	$\mu_2$	$\dot{\beta}_{\max}$
数值	$[0^\circ, 90^\circ]$	$[\mu_1, 90^\circ]$	$[0, 9] (^{\circ})/s$

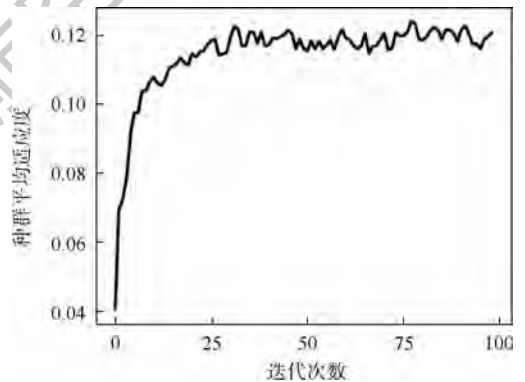


图5 种群平均适应度曲线

Fig. 5 Curve of population's mean fitness

表3 遗传算法优化后参数

Table 3 Genetic algorithm optimized parameters

参数	$\mu_1 / (^{\circ})$	$\mu_2 / (^{\circ})$	$\dot{\beta}_{\max} / ((^{\circ}) \cdot s^{-1})$
数值	45.15	90	9

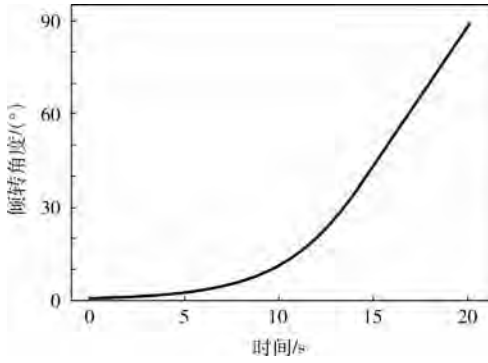


图 6 倾转角曲线  
Fig. 6 Curve of tilt angle

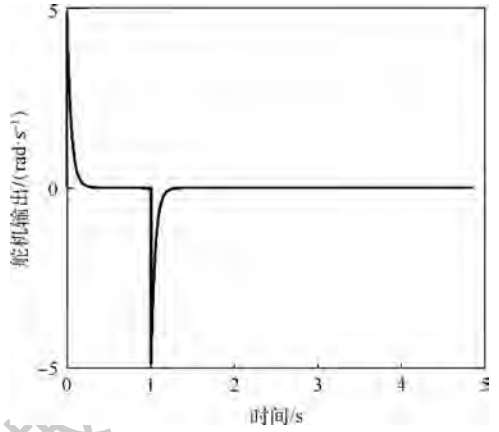


图 8 无减速段舵机输出

Fig. 8 Servo output in non-deceleration section

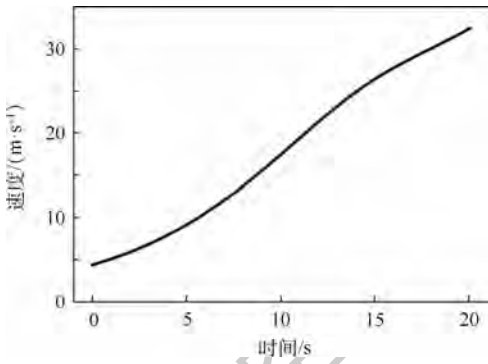


图 7 前飞速度曲线  
Fig. 7 Curve of forward velocity

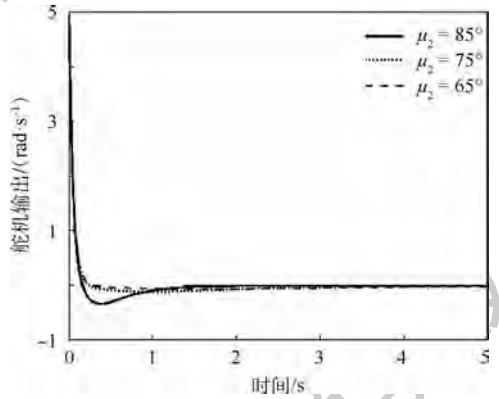


图 9 不同参数  $\mu_2$  下舵机输出

Fig. 9 Servo output with different  $\mu_2$

### 3 动态性能优化

采用文献[15]中的一舵机模型,来说明参数  $\mu_2$  的确定方法。根据舵机传递函数得到控制指令到角速度的传递函数:

$$\frac{\beta(s)}{N(s)} = \frac{0.5\pi}{0.05s + 1} \quad (17)$$

$$\frac{\dot{\beta}(s)}{N(s)} = \frac{0.5\pi \cdot s}{0.05s + 1} \quad (18)$$

将第 2 节得到的倾转方案曲线输入到舵机中,得到其时域响应如图 8 所示。图 8 只显示结束段的响应特性,1 s 时达到结束位置。从图中可以看出,舵机系统无法很好地对指令进行跟踪,存在较大的超调。

取 5 组  $\mu_2$  值对舵机输出和减速段调节时间进行仿真,结果如图 9 和图 10 所示。从图 9 和图 10 可以看出,随着  $\mu_2$  接近终止位置,系统的超调量增大,但是减速段的时间越来越短,减速段越短,过渡时间越短,所以参数  $\mu_2$  需要在超调量和减速时间中进行权衡。

由于 2 个性能指标数值上的差异因此先对 2 个性能指标进行归一化处理:

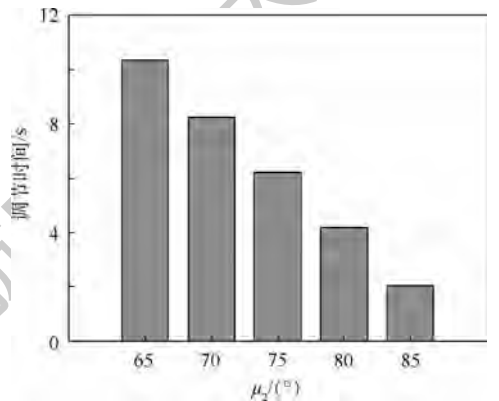


图 10 调节时间与参数  $\mu_2$  关系

Fig. 10 Relationship of adjustment time and  $\mu_2$

$$\begin{cases} g'(\mu^i) = \frac{g(\mu^i)}{g} \\ f'(\mu^i) = \frac{f(\mu^i)}{f} \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $g$  和  $f$  分别为最大超调量和减速段时间与参数  $\mu_2$  的函数关系;  $g'$  和  $f'$  为归一化后的指标函数,采用线性插值分别对 2 个指标函数进行拟合,然后通过求取 2 个性能指标函数的交点得到减速段参数:

$$|w' \cdot g'(\mu_2) - f'(\mu_2)| =$$

$$\min(|w' \cdot g'(\mu^i) - f'(\mu^i)|) \quad w' > 0 \quad (20)$$

其中:  $w'$  为权重。当  $w' = 1$  时, 对超调量减小的关注更大; 当  $w' < 1$  时, 对减速时间减小的关注更大。

当  $w' = 1$  时, 其结果如图 11 所示。得到的参数  $\mu_2 = 76.9^\circ$ 。

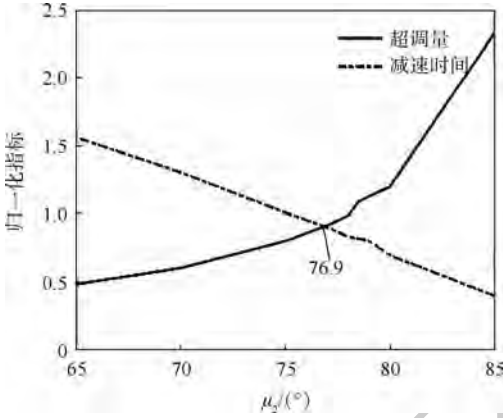


图 11 加权相交法

Fig. 11 Weighted intersection algorithm

## 4 对比分析

通过第 2、3 节优化结果可以得到最优倾转方案曲线(见图 12)和速度曲线(见图 13)。

为了验证所提出的倾转角方案曲线的合理性, 通过与匀速倾转的方案曲线和未优化的

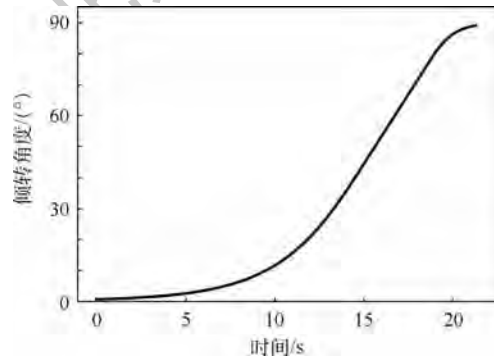


图 12 最优倾转角曲线

Fig. 12 Curve of optimal tilt angle

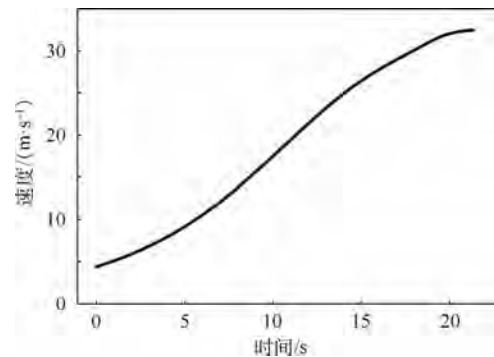


图 13 最优速度曲线

Fig. 13 Curve of optimal velocity

“S”形曲线进行对比。当过渡时间一定时 3 种方案的性能如表 4 所示。从表中结果可以看出, 当过渡时间一定时, 最终优化结果在耦合影响和阻力做功两项指标都要明显高于匀速倾转和未优化的“S”形曲线, 在超调量方面匀速倾转方案明显大于后面两种方案, 未优化的“S”形曲线的超调量稍小于优化结果。

表 4 3 种倾转曲线对比结果

Table 4 Result of three tilt curves comparison

参数	匀速倾转	未优化“S”形曲线	本文结果
耦合大小	8.94	14.36	7.10
阻力做功	4 076.7	5 218.0	2 798.9
最大超调量	4.8886	0.0391	0.1283

## 5 结论

1) 本文建立的考虑横侧耦合和能量损耗的优化模型得到了过渡过程中的最优倾转角曲线, 进一步降低了过渡过程中横侧控制耦合的影响, 提高了过渡过程的效率, 减小了因横向耦合导致纵向运动参数的影响。

2) 本文在设计最优倾转角曲线时引入了舵机模型, 通过不同倾转角曲线参数下的舵机动态响应, 对倾转角曲线参数进一步进行优化, 得到了兼顾减速时间和超调量的最优曲线参数。

3) 本文得到的最优倾转角曲线, 对比分析后发现, 该曲线能较好地兼顾耦合影响、能量损耗和过渡结束时的超调等多个指标, 提高了倾转旋翼无人机过渡过程飞行品质。

## 参考文献 (References)

[1] 凡永华, 杨军, 赖水清, 等. 倾转旋翼机过渡段最优飞行控制系统设计[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 47-50.  
FAN Y H, YANG J, LAI S Q, et al. Design of an optimal flight control system for tiltrotor conversion [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 47-50 (in Chinese).

[2] 夏青元, 徐锦法, 金开保. 倾转旋翼飞行器的建模和操纵分配策略[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2016-2028.  
XIA Q Y, XU J F, JIN K B. Tilt-rotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2016-2028 (in Chinese).

[3] 夏青元, 徐锦法, 张梁. 倾转旋翼飞行器无模型自适应姿态控制[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(1): 146-151.  
XIA Q Y, XU J F, ZHANG L. Model-free adaptive attitude controller for a tilt-rotor aircraft [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(1): 146-151 (in Chinese).

[4] 陈嘉先, 梁波. 倾转旋翼无人机模态转换控制[J]. 战术导弹技术, 2015(2): 70-76.  
CHEN J X, LIANG B. Control of tilt rotor unmanned aerial ve-

- hicle during mode transition [J]. *Tactical Missile Technology*, 2015(2):70-76 (in Chinese).
- [5] 严旭飞,陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. *航空学报*, 2017,38(7):54-64.
- YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7):54-64 (in Chinese).
- [6] TA D A, FANTONI I, LOZANO R. Modeling and control of a convertible mini-UAV [J]. *IFAC Proceedings Volumes*, 2011, 44(1):1492-1497.
- [7] TA D A, FANTONI I, LOZANO R. Modeling and control of a tilt tri-rotor airplane [C] // *American Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:131-136.
- [8] 鲁麟宏,付荣,王勇,等. 基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换[J]. *航空学报*, 2018,39(8):121900.
- LU L H, FU R, WANG Y, et al. Mode conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8):121900 (in Chinese).
- [9] YEO Y T, LIU H H. Transition control of a tilt-rotor VTOL UAV: AIAA-2008-1848 [R]. Reston, VA: AIAA, 2018.
- [10] 赖水清,严峰,徐珂. 倾转旋翼机过渡飞行阶段控制律设计研究[J]. *直升机技术*, 2009(3):52-55.
- LAI S Q, YAN F, XU K. Design and research of control law for tiltrotor in transition flight phase [J]. *Helicopter Technique*, 2019(3):52-55 (in Chinese).
- [11] 张飞,路平,江涛,等. 基于模糊控制的倾转三旋翼无人机过渡模式操纵策略研究[J]. *电光与控制*, 2018,25(4):32-36.
- ZHANG F, LU P, JIANG T, et al. Transitional mode manipulation strategy of tilt tri-rotor UAVs based on fuzzy control [J]. *Electronics Optics & Control*, 2018, 25(4):32-36 (in Chinese).
- [12] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2012:16-28.
- CAO Y Y. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012:16-28 (in Chinese).
- [13] 曹芸芸,陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. *航空动力学报*, 2011,26(10):2174-2180.
- CAO Y Y, CHEN R L. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10):2174-2180 (in Chinese).
- [14] FRANCESCO G D, DAMATO E, MATTEI M. Incremental nonlinear dynamic inversion and control allocation for a tilt rotor UAV: AIAA-2014-0963 [R]. Reston: AIAA, 2014.
- [15] 闫秋红. 垂直起降倾转四旋翼机过渡阶段控制问题研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015:21-24.
- YAN Q H. Control system design on the transition stage of quad tiltrotor aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015:21-24 (in Chinese).

## 作者简介:

周珂 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器控制。

刘莉 女,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计。

## Optimal transition tilt angle curve of tiltrotor UAV

ZHOU Yu, LIU Li\*

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** A dynamic model of a typical tri-tiltrotor UAV was established. The optimal tilt angle curve in the transition process was studied to reduce the influence of lateral coupling on longitudinal motion, and energy consumption. Based on the analysis of the influence of the tilt angle curve on the transition process, a improved motion profile algorithm was proposed to parameterize the tilt angle curve. A two-phase optimization scheme was proposed to optimize parameters. In the first phase, the minimum coupling degree of lateral control and the minimum energy consumption of the transition process are considered. The optimal tilt angle problem was constructed by using the curve parameters as the optimization variables. The optimal tilt angle problem was solved by genetic algorithm. In the second phase, a servo dynamics model was introduced for further optimization to reduce the overshoot in the end-stage considering transition time and system overshoot. The results of comparison with the three existing typical tilt angle curves show that, in given transition time, the proposed optimal tilt angle curve effectively reduces the lateral control coupling degree and the energy consumption during the transition process, and reduces the overshoot at the end of the transition.

**Keywords:** tiltrotor; transition process; tilt angle curve; genetic algorithm; coupling degree of lateral control

Received: 2019-03-01; Accepted: 2019-05-27; Published online: 2019-06-13 14:50

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190613.0718.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190613.0718.002.html)

\* Corresponding author. E-mail: liuli@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0081

# 发动机短舱泄压过程瞬态仿真



王晨臣<sup>1</sup>, 冯诗愚<sup>1,\*</sup>, 彭孝天<sup>1</sup>, 邓阳<sup>2</sup>, 陈俊<sup>2</sup>

<sup>1</sup> 北京航空航天大学 航空学院 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

<sup>2</sup> 中国航空发动机集团 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘 要:** 发动机短舱泄压门的设计会影响到短舱的安全性,泄压是一个动态变化过程,与舱内外压力、外界气流马赫数及泄压门结构有关。基于 Modelica 语言建立了短舱泄压过程零维瞬态仿真数学模型,并通过计算流体力学(CFD)方法得到不同开启角度下所需泄压门排放质量流量和力矩系数,并将这些系数代入零维瞬态仿真数学模型,得到了短舱泄压过程中舱内压力、泄压门开启角度等关键参数随时间的变化关系,分析了泄压门开启舱内压力阈值及最大开启角度对泄压过程的影响。研究结果显示,降低泄压门开启舱内压力阈值会使泄压过程到达平衡阶段时间减小,但是对平衡阶段舱内压力和往复摆动角度/幅度无影响。适当降低最大开启角度可有效降低泄压平衡阶段往复摆动角度/幅度,而对初始阶段的泄压速率和平衡阶段的短舱内部压力基本无影响,但是随着最大开启角度进一步降低,则会导致泄压速率下降,并使平衡阶段短舱内部压力升高。

**关键词:** 发动机短舱;泄压过程;瞬态模型;泄压门;计算流体力学(CFD)

**中图分类号:** V224<sup>+.2</sup>

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2284-07

中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》CCAR25.1103(d)条款规定<sup>[1]</sup>:对于涡轮发动机和辅助动力装置的引气导管系统,如在空气导管引气口与飞机用气装置之间任意部位上的导管破损,不得造成危害。发动机引气管道发生破裂或泄漏时,迅速上升的短舱内部压力可能会破坏短舱结构甚至损坏发动机,因此需安装泄压门(Pressure Relief Door, PRD)保证压力升高到一定阈值后,通过开启泄压门泄压避免短舱结构损坏或发动机故障。

短舱泄压过程是一个复杂的流动行为,不仅与短舱内外界压力、外流马赫数有关,还受到泄压门开启方式和角度及纵横比的影响。早在 1957 年, Vick<sup>[2]</sup>就进行了辅助排气口经过曲面管

道且出口有一挡板时排气到跨声速气流中的排放和受力特性试验,试验选择了一系列压力比和马赫数,研究了挡板开启角度和纵横比对性能的影响,为泄压门设计提供了基础试验数据。

Pratt 等<sup>[3-4]</sup>为了分析挡板对流场结构的影响,使用 Vick<sup>[2]</sup>报告中的试验装置作为计算域进行了 CFD 计算,结果与试验数据基本吻合。随后, Benard 等<sup>[5]</sup>对压力比大于 1 的泄压门排放特性进行了试验研究,结果表明在给定压力比下,排放系数随马赫数的增加而减小。Vedeshkin 等<sup>[6]</sup>研究了一种与前述不同的开启方式,即泄压门铰链与来流方向平行,CFD 计算和试验之间存在很好的一致性。Schott<sup>[7]</sup>考虑了泄压门纵横比、倒圆角、铰链类型、侧壁边缘围护等因素的影响,在一

收稿日期: 2019-03-04; 录用日期: 2019-03-29; 网络出版时间: 2019-05-08 09:23

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190430.1707.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1933121); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20180108); 江苏高校优势学科建设工程

\* 通信作者. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 王晨臣, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 发动机短舱泄压过程瞬态仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2284-2290.  
WANG C C, FENG S Y, PENG X T, et al. Transient simulation on pressure relief process of engine nacelle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2284-2290 (in Chinese).

系列压力比、马赫数、内部温度、外界高度等条件下对短舱核心舱泄压门的排放性能和受力进行了 CFD 计算,得到许多对泄压门设计具有指导作用的结论。

但是上述研究中泄压门均处于静止状态,并不能反映实际泄压过程中舱内压力和开启角度随时间的瞬态变化关系。

郁成德<sup>[8]</sup>对飞机增压舱突然泄压情况进行了计算,得到了增压舱突然泄压情况下各隔舱压力载荷变化。刘华源和屠毅<sup>[9]</sup>利用 Simulink 仿真软件建立了民机增压舱一维动态仿真模型,对泄压过程中各增压舱瞬间压力分布进行了仿真,得到了舱室体积和舱间流通面积等参数对泄压载荷的影响。但是这些研究中,仅考虑了固定泄压口对舱内压力的影响,且没有飞机外部气流对泄压过程的作用,因此相较于发动机短舱泄压过程简单。

目前国内外均没有有关于短舱泄压门瞬态泄压过程的研究的公开报道,而庞巴迪公司与中国航发商用航空发动机有限责任公司合作过程中,对泄压门的参数选择也仅给出结果,而不提供详细的设计过程,因此掌握不同操作参数和结构参数对瞬态泄压过程的影响十分重要。采用试验方法研究成本昂贵、周期长,通过仿真计算可以减少研究代价和缩短研究周期。最精确的仿真方法是基于 CFD 方法,考虑气体的流动和泄压门固体受力和变形,采用流固耦合来描述泄压过程,但是该方法计算代价巨大,不利于工程设计中快速评估参数的合理性。另外一种方法是基于集中参数法的零维模型,例如文献[8-9]中采用该方法,但是该模型中很难精确计算不同马赫数的外流和不同压力的内流对泄压门的作用。

本文提出一种新的计算方法,首先采用稳态 CFD 方法,在某个固定的开启角度,得到不同马赫数、舱内压力、纵横比等参数下的流量系数  $C_D$  和力矩  $M$ ,改变开启角度,获取泄压门的流量特性关系与开启角度的关系;然后建立短舱泄压零维瞬态仿真数学模型,采用将得到的  $C_D$  和  $M$  代入该模型进行计算。该方法在保证计算精度的同时大大降低了计算代价,从而更好地满足实际需要。

Modelica 语言是为解决多领域物理系统的统一建模与协同仿真,在归纳和统一先前多种建模语言的基础上,于 1997 年提出的一种基于方程的陈述式、面向对象的、非因果建模语言<sup>[10-11]</sup>。Modelica 语言采用数学方程描述不同领域子系统的

物理规律和现象,根据物理系统的拓扑结构基于语言内在的组件连接机制实现模型构成和多领域集成,通过求解微分代数方程系统实现仿真运行。Modelica 语言已广泛应用于各个学科,如航空航天、电力系统、汽车系统、燃料电池等领域<sup>[12-17]</sup>。因此,本文采用 Modelica 语言建立仿真模型,并对模型进行求解。

## 1 短舱泄压过程零维瞬态仿真数学模型

### 1.1 泄压过程简化和基本假设

高压引气管路破裂后产生泄漏,泄漏的气体流入短舱内部,导致短舱内压力升高直至高于阈值后泄压门开启,泄压门受到短舱内外压力、泄压门开启方式、纵横比及开启角度等因素的影响,因而是一个多因素耦合作用的复杂流动过程,将泄压过程进行简化,如图 1 所示。为简化计算的难度,忽略一些不重要的因素,作如下假设:高压引气管路及短舱外界环境压力、温度在整个泄压过程中内保持不变;空气均视为理想气体,且泄压时不考虑传热作用,视为绝热过程;认为在短舱内部控制容积内的热力参数如温度、压力、密度等均匀一致;短舱泄压过程内部气体排放均通过泄压门排放,即不存在其他气体泄漏;泄压门刚性足够强,不考虑其变形对泄压过程的影响。

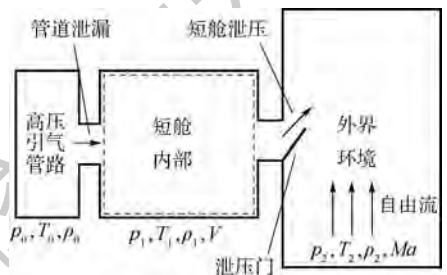


图 1 短舱泄压过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of nacelle pressure relief process

### 1.2 零维瞬态仿真数学模型

临界压比为

$$\pi_{p,cr} = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

式中:  $\gamma$  为理想气体的定熵绝热指数。

当  $p_1/p_0 \geq \pi_{p,cr}$  时,流动为非临界状态,此时高压引气管路泄漏质量流量为

$$q_{m,0-1} = \mu A \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_0^2}{RT_0} \left[ \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

式中： $\mu$  为高压引气管路泄漏流量系数<sup>[18]</sup>； $A$  为泄漏面积； $R$  为空气的气体常数； $p_0$  为高压引气管路压力； $T_0$  为高压引气管路温度； $p_1$  为短舱内部压力。

当  $p_1/p_0 < \pi_{p,cr}$  时，流动为临界状态，此时高压引气管路泄漏质量流量为

$$q_{m,0-1} = \mu A \left[ \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( \frac{\gamma p_0^2}{RT_0} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

当  $p_2/p_1 \geq \pi_{p,cr}$  时，流动为非临界状态，此时泄压门排放质量流量为

$$q_{m,1-2} = C_D A_{door} \sin \varphi \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{p_1^2}{RT_1} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

当  $p_2/p_1 < \pi_{p,cr}$  时，流动为临界状态，此时泄压门排放质量流量为

$$q_{m,1-2} = C_D A_{door} \sin \varphi \left[ \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( \frac{\gamma p_1^2}{RT_1} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

式中： $C_D$  为泄压门在不同舱内压力及开启角度下的流量系数，其根据 CFD 稳态仿真计算得到； $A_{door}$  为泄压门面积； $\varphi$  为泄压门开启角度； $T_1$  为短舱内部温度； $p_2$  为外界环境自由流静压。

短舱内部空间质量随时间变化为

$$\frac{dm_1}{dt} = \frac{dm_{1,in}}{dt} - \frac{dm_{1,out}}{dt} = q_{m,0-1} - q_{m,1-2} \quad (6)$$

式中： $m_1$  为短舱内部气体质量； $m_{1,in}$  为舱内流入气体质量； $m_{1,out}$  为舱内流出气体质量。

联立绝热流动过程方程  $p/\rho^\gamma = C$  ( $C$  为常数) 与理想气体状态方程  $pV = mRT$  并对时间求导可得

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{\gamma RT_1}{V} \cdot \frac{dm_1}{dt} \quad (7)$$

短舱内部温度随时间变化为

$$\frac{dT_1}{dt} = \frac{T_1}{m_1} (\gamma - 1) \cdot \frac{dm_1}{dt} \quad (8)$$

泄压门转动时，泄压门转动角加速度  $\alpha$  为

$$\alpha = \frac{d\omega}{dt} = \frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{M - M_f}{J} \quad (9)$$

式中： $\omega$  为转动角速度； $M$  为排放的高压气体与外流气体作用在泄压门表面产生的力矩，其根据 CFD 稳态仿真计算得到； $J$  为泄压门绕铰链转动的转动惯量<sup>[19]</sup>； $M_f$  为泄压门转动时的阻力矩，即

$$M_f = \frac{1}{8} c \rho \omega^2 l^4 b \quad (10)$$

其中： $c$  为泄压门转动阻力系数； $\rho$  为排放气体密度； $l$  为泄压门弦长； $b$  为泄压门宽度。

## 2 CFD 稳态仿真计算

### 2.1 几何模型及网格生成

飞机发动机短舱泄压门实际应用的结构示意如图 2 所示。本文考虑实际泄压门的结构及尺寸，并分析计算域大小对泄压门出口流动结构的影响，采用图 3 所示几何结构模型进行 CFD 稳态仿真计算。该模型上部是一个尺寸为 85 cm × 85 cm × 95 cm 的高压室，以模拟短舱内部引气管道泄漏后的高压区域，下部 280 cm × 150 cm × 665 cm 矩形自由流动区域模拟飞行时短舱外界高速气流，且上下部之间存在 3 mm 间距来模拟短舱和泄压门壁厚，泄压门纵横比为 1，尺寸为 25 cm × 25 cm 的矩形，其中泄压门开启方式为泄压门铰链与来流方向垂直。考虑到泄压门表面边界层需要加密及泄压门出口附近流动的复杂结构，使用 ICEM CFD 划分得到高质量的结构化网格，如图 4 所示。由于结构对称，因此计算使用对称模型，其在满足要求的情况下大大减少计算量，模型网格数量约为 460 万。



(a) 波音777泄压门 (b) 典型泄压门结构

图 2 泄压门外形和结构示意图  
Fig. 2 Schematic diagram of PRD shape and structure



图 3 泄压门几何模型

Fig. 3 Geometry model of PRD

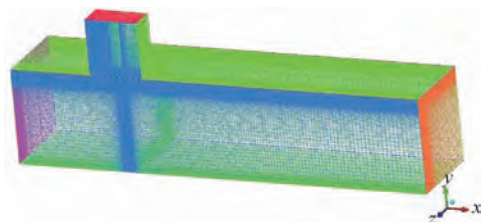


图 4 网格划分

Fig. 4 Mesh generation

## 2.2 计算条件及边界条件

在外界自由流马赫数为 0.7,短舱内部压力分别为 0.10、0.12、0.14 和 0.16 MPa 下,对泄压门开启角度分别为 10°、20°、30°、40° 和 50° 时进行计算。由于 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流双方程模型处理强流线弯曲流动,尤其对旋转均匀剪切流、边界层流、二次流的模拟更加精确,因此本文计算选用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流双方程模型进行计算及与试验数据对比验证。

下部自由流动区域设为压力进口和压力出口,自由流入口总压设为 101.3 kPa,通过改变自由流静压调节来流马赫数,来流入口总温为 300 K,上部高压室入口为压力入口。

## 2.3 CFD 计算验证

为验证 CFD 计算的正确性,采用上述建模方法及计算方法对 NACA TN4007 报告的试验装置进行建模计算<sup>[2]</sup>。将计算结果与 NACA TN4007 报告中的试验数据进行对比,结果如图 5 所示,误差分析如图 6 所示。结果显示本文计算结果半

数误差低于 5%,最大误差不超过 20%,这表明所建立模型和计算方法的正确性。

压力比为

$$\pi_p = p_e / p_\infty \quad (11)$$

式中: $p_e$  为短舱内部总压; $p_\infty$  为短舱外部自由流总压。

排放系数为

$$C_{DR} = \dot{m} / (\rho_\infty U_\infty A_{eff}) \quad (12)$$

式中: $\dot{m}$  为通过泄压门出口的质量流量; $\rho_\infty$  为自由流空气密度; $U_\infty$  为自由流速度; $A_{eff}$  为有效出口面积,即泄压门开启时最小几何流动面积。

## 2.4 CFD 稳态仿真计算结果

泄压门排放质量流量、流量系数  $C_D$  与所受力矩  $M$  随泄压门开启角度和舱内压力变化的计算结果分别如图 7 ~ 图 9 所示(马赫数为 0.7)。

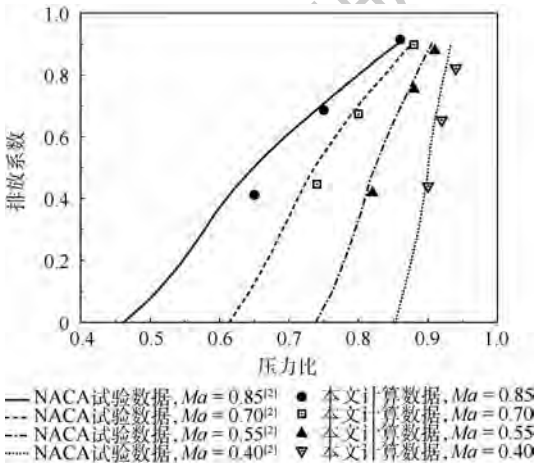


图 5 计算结果与试验数据对比

Fig. 5 Comparison of calculation and test data

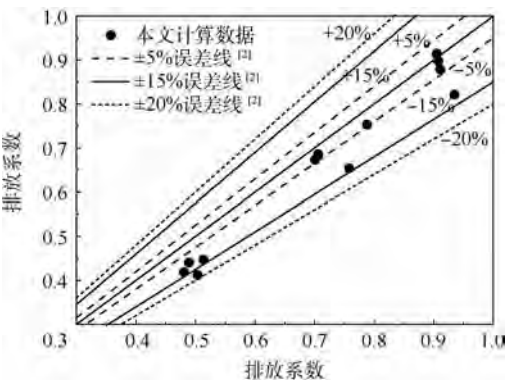


图 6 计算结果与试验数据误差分析

Fig. 6 Error analysis of calculation and test data

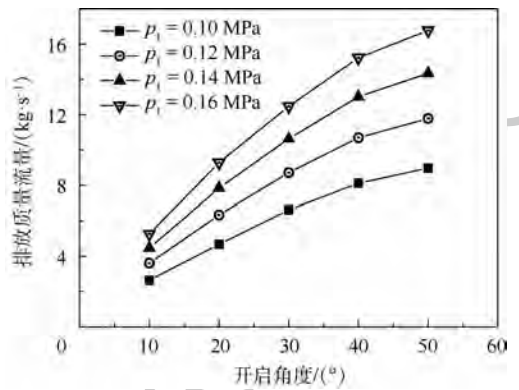


图 7 排放质量流量随开启角度和舱内压力的变化

Fig. 7 Discharge mass flow rate varies with opening angle and plenum compartment pressure

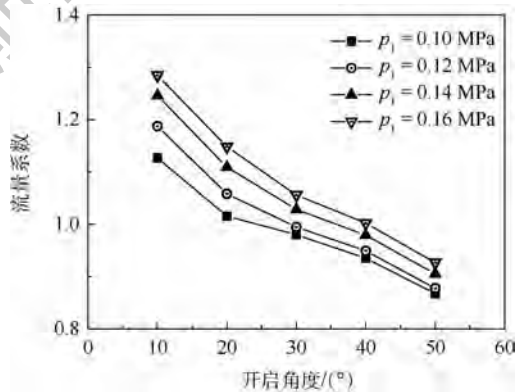


图 8 流量系数随开启角度和舱内压力的变化

Fig. 8 Discharge coefficient varies with opening angle and plenum compartment pressure

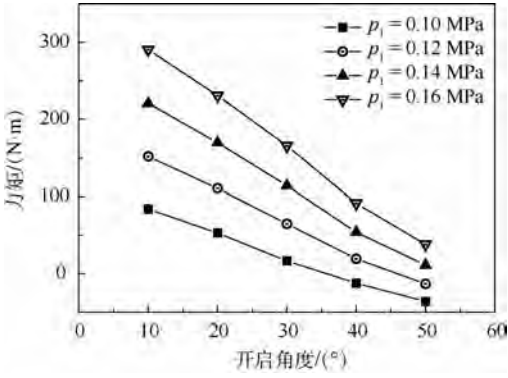


图9 力矩随开启角度和舱内压力的变化

Fig.9 Moment varies with opening angle and plenum compartment pressure

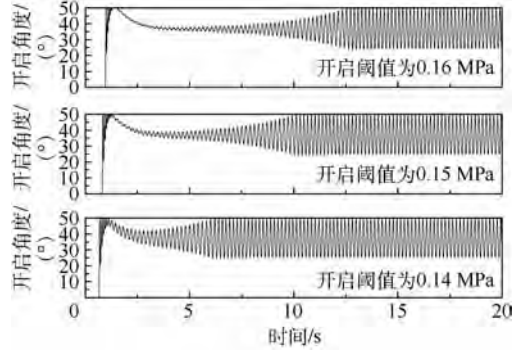


图11 不同开启阈值下开启角度变化对比

Fig.11 Comparison of opening angle changes under different opening thresholds

### 3 短舱泄压过程瞬态计算结果

计算和分析中认为马赫数为0.7, 高压引气管路压力为0.4 MPa, 舱内压力为0.10 MPa, 泄压门面积为0.0625 m<sup>2</sup>, 纵横比为1, 泄压门开启方式为泄压门铰链与来流方向垂直。

#### 3.1 泄压门开启阈值对泄压过程的影响

将泄压门最大开启角度定为50°, 对泄压门开启舱内压力阈值分别为0.16、0.15、0.14 MPa进行计算, 得到舱内压力及泄压门开启角度随时间变化分别如图10和图11所示。

由图10和图11可知, 初始舱内压力为0.10 MPa, 当高压引气管路发生大面积泄漏后, 短舱内部压力迅速上升, 当舱内压力达到阈值0.14、0.15、0.16 MPa时, 泄压门开启, 随后在3.8 s时刻左右, 舱内压力降至0.1 MPa左右, 期间由于舱内压力降低, 泄压门力矩平衡角不断减小, 即泄压门开启角度降低, 同时高压舱内通过泄压门排放的气体质量流量减小, 导致舱内压力有所升高, 泄压

门力矩平衡角也升高, 泄压门排放质量流量增加, 舱内压力再次降低。因此泄压门在舱内压力和外部自由流的作用下, 发生往复摆动直至达到平衡状态, 到达平衡阶段后, 由于泄压门在往复摆动下排放的气体质量流量低于稳定在平衡角时的质量流量, 因此舱内压力有所回升, 最终稳定在0.102 MPa左右。

对不同开启阈值下舱内压力及泄压门开启角度随时间变化计算结果分析可知, 泄压门开启阈值的改变主要影响泄压门初始阶段, 随着开启阈值的降低, 泄压门到达平衡阶段所需时间减小, 但开启阈值的改变不影响平衡阶段的舱内压力和往复摆动角度。

#### 3.2 泄压门最大开启角度对泄压过程的影响

将泄压门开启舱内阈值定为0.16 MPa, 对泄压门最大开启角度分别为30°、40°和50°这3种情况进行计算, 得到舱内压力及泄压门开启角度随时间变化如图12和图13所示。

根据图12和图13所示计算结果可知, 适当降低泄压门最大开启角度, 如由50°降低至0°, 可有效减小泄压门往复摆动角度, 而对泄压门

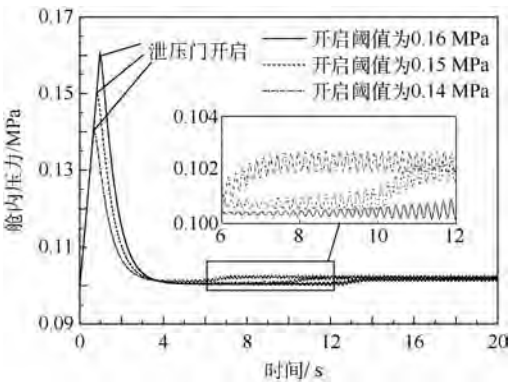


图10 不同开启阈值下舱内压力变化对比

Fig.10 Comparison of plenum compartment pressure changes under different opening thresholds

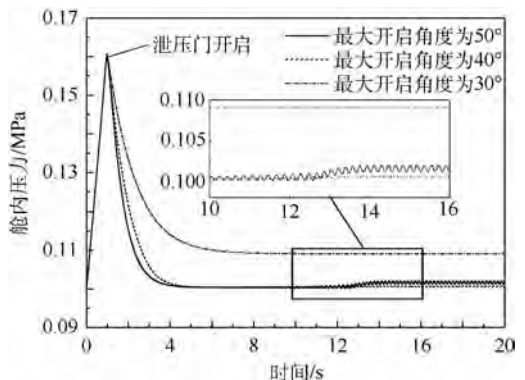


图12 不同最大开启角度下舱内压力变化对比

Fig.12 Comparison of plenum compartment pressure changes under different maximum opening angles

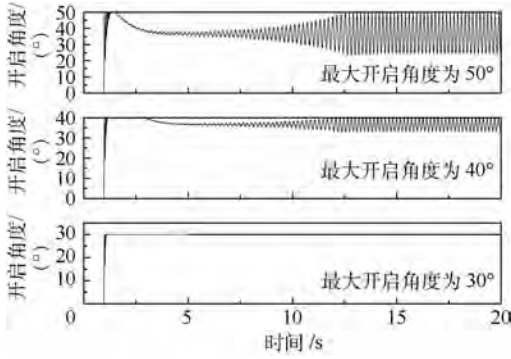


图 13 不同最大开启角度下开启角度变化对比

Fig. 13 Comparison of PRD opening angle changes under different maximum opening angles

初始阶段舱内压力下降速率及平衡阶段舱内压力基本无影响,平衡阶段舱内压力稳定在 0.102 MPa 左右;但过多的降低最大开启角度,如降低至 30°,由于该角度小于泄压门力矩平衡角,因此泄压门在高压室排放气体及外界气流作用下保持在最大开启角度即 30°,在该最大开启角度下,初始阶段舱内压力下降速率降低,且平衡阶段舱内压力升高至 0.109 MPa。

## 4 结 论

建立了短舱泄压过程零维瞬态仿真数学模型,并通过 CFD 稳态仿真计算得到零维瞬态仿真数学模型所需流量系数  $C_D$  和力矩  $M$ 。对泄压门开启舱内压力阈值、最大开启角度对短舱泄压过程的影响进行仿真计算,研究显示:

1) 所建立的零维瞬态仿真数学模型可有效分析泄压时舱内压力及泄压门开启角度随时间变化关系,高压引气管路泄漏会使短舱内部压力迅速升高,而泄压门泄压过程可降低舱内压力从而避免破坏短舱结构。

2) 泄压初始阶段,舱内压力较高,此时泄压门力矩平衡角很大,因此泄压门达到最大开启角度;而随着泄压过程的进行,舱内压力逐渐降低并趋于某一值附近,当泄压门力矩平衡角低于最大开启角度时,泄压门会在平衡角附近往复摆动,舱内压力也会出现微小波动。

3) 降低泄压门开启舱内压力阈值,会影响泄压初始阶段舱内压力变化,使泄压过程到达平衡状态所需时间减小,但对平衡阶段基本无影响。

4) 适当降低泄压门最大开启角度,可有效减小泄压门平衡阶段往复摆动角度,且对泄压初始阶段泄压速率及平衡阶段舱内压力影响很小;而过多地降低最大开启角度导致最大开启角度低于

泄压平衡角时,会大大降低泄压速率,且会提高平衡阶段舱内压力。

## 参考文献 (References)

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准:CCAR-25-R3[S]. 北京:中国民用航空局,2001. Civil Aviation Administration of China. Chinese civil aviation regulations Part 25 airworthiness standards for transport category aircraft:CCAR-25-R3[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2001 (in Chinese).
- [2] VICK A R. An investigation of discharge and thrust characteristics of flapped outlets for stream Mach numbers from 0.40 to 1.30;NACA TN4007[R]. Washington, D. C. :NACA,1957.
- [3] PRATT P R, WATTERSON J K, BENARD E. Computational and experimental studies of pressure relief doors in ventilated nacelle compartments[J]. Investigative Ophthalmology & Visual Science,2003,28(10):1678-1686.
- [4] PRATT P R, WATTERSON J K, BENARD E, et al. Performance of a flapped duct exhausting into a compressible external flow[C]//CD-ROM Proceedings of 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. Yokohama:Optimage Ltd.,2004,1:1-9.
- [5] BENARD E, WATTERSON J K, GAULT R, et al. Review and experimental survey of flapped exhaust performance[J]. Journal of Aircraft,2008,45(1):349-352.
- [6] VEDESHKIN G, DUBOVITSKIY A, BONDARENKO D, et al. Experimental investigations of hydraulic devices performance in aviation engine compartment[C]//28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012. Brisbane: Curran Associates, Inc.,2013,2:1692-1700.
- [7] SCHOTT T. Computational analysis of aircraft pressure relief doors[D]. Colorado:Colorado State University,2016.
- [8] 郁成德. 增压舱突然泄压载荷计算[J]. 民用飞机设计与研究,1997(2):43-49. YU C D. Calculation of pressurized cabin pressure relief load [J]. Civil Aircraft Design & Research,1997(2):43-49 (in Chinese).
- [9] 刘华源,屠毅. 民用飞机泄压载荷影响因素研究[J]. 科技视界,2016(16):30-31. LIU H Y, TU Y. Numerical simulation of decompression in pressurized cabin of civil aircraft[J]. Science & Technology Vision,2016(16):30-31 (in Chinese).
- [10] 赵建军,丁建完,周凡利,等. Modelica 语言及其多领域统一建模与仿真机理[J]. 系统仿真学报,2006,18(2):570-573. ZHAO J J, DING J W, ZHOU F L, et al. Modelica and its mechanism of multi-domain unified modeling and simulation [J]. Journal of System Simulation,2006,18(2):570-573 (in Chinese).
- [11] TILLER M. Introduction to physical modeling with Modelica [M]. Boston:Kluwer Academic,2001.
- [12] LOVERA M, PULECCHI T. Object-oriented modelling for spacecraft dynamics: A case study [C] // Proceedings of the 2006 IEEE Conference on Computer Aided Control Systems Design. Piscataway, NJ:IEEE Press,2006:1898-1903.

- [13] CASELLA F, LOVERA M. High-accuracy orbital dynamics simulation through keplerian and equinoctial parameters[C]//Proceedings of the 6th International Modelica Conference. Bielefeld: The Modelica Association, 2008, 2: 505-514.
- [14] 张宝坤, 赵建军, 刘伟. 关于飞机液压负载功率系统优化设计研究[J]. 计算机仿真, 2017, 34(5): 82-87.  
ZHANG B K, ZHAO J J, LIU W. Research on aircraft hydraulic load power system optimization design[J]. Computer Simulation, 2017, 34(5): 82-87 (in Chinese).
- [15] 李志为, 赵洪山. 基于 Modelica 语言的电力系统建模与仿真[J]. 华东电力, 2012(3): 425-428.  
LI Z W, ZHAO H S. Modeling and simulation of power system based on Modelica[J]. East China Electric Power, 2012(3): 425-428 (in Chinese).
- [16] 程雷, 秦东晨, 王耀凯, 等. 基于 Modelica 的纯电动客车建模仿真研究[J]. 汽车技术, 2017(8): 43-48.  
CHENG L, QING D C, WANG Y K, et al. Modeling and simulation of pure electric bus based on Modelica[J]. Automobile Technology, 2017(8): 43-48 (in Chinese).
- [17] RUBIO M, URQUIA A, GONZÁLEZ L, et al. FuelCellLib-a modelica library for modeling of fuel cells[C]//Proceedings of the 4th International Modelica Conference. Hamburg: The Modelica Association, 2005, 1: 75-83.
- [18] 孟亦飞, 蒋军成. 化工装置泄漏扩散定量风险分析[J]. 石油化工高等学校学报, 2008, 21(4): 50-54.  
MENG Y F, JIANG J C. Calculation of high-pressure gas tank leakage parameters[J]. Industrial Safety and Environmental Protection, 2008, 21(4): 50-54 (in Chinese).
- [19] 范钦珊. 理论力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2000: 264-265.  
FAN Q S. Theoretical mechanics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2000: 264-265 (in Chinese).

## 作者简介:

- 王晨臣 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 飞行器燃油系统。  
冯诗愚 男, 博士, 副教授. 主要研究方向: 飞行器环境控制和燃油系统。

## Transient simulation on pressure relief process of engine nacelle

WANG Chenchen<sup>1</sup>, FENG Shiyu<sup>1,\*</sup>, PENG Xiaotian<sup>1</sup>, DENG Yang<sup>2</sup>, CHEN Jun<sup>2</sup>

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

**Abstract:** The design of the engine nacelle pressure relief door will affect the safety of the nacelle. The pressure relief is a dynamic process, which is related to the pressure inside and outside the nacelle, the freestream Mach number and the structure of the pressure relief door. Based on the Modelica language, a zero-dimensional transient simulation mathematical model of the nacelle pressure relief process was established, and the pressure relief door (PRD) discharge and moment coefficient under different opening angles were calculated via computational fluid dynamics (CFD). Then those coefficients were substituted into the zero-dimensional transient simulation model, and the variation relationship of key parameters such as the plenum compartment pressure and opening angle of the PRD with time during the pressure relief process is obtained. The influence of the plenum compartment pressure threshold and the maximum opening angle of the PRD on the pressure relief process was analyzed. The study results show that reducing the plenum compartment pressure threshold for PRD opening will reduce the time required for the pressure relief process reaching to the equilibrium stage, but has no effect on the plenum compartment pressure and reciprocating swing angle/amplitude at equilibrium stage; properly reducing the maximum opening angle can effectively reduce the PRD reciprocating swing angle/amplitude in the equilibrium stage, and has no effect on the pressure relief rate in the initial stage and the plenum compartment pressure in the equilibrium stage, but excessive reduction of the maximum opening angle will decrease the pressure relief rate in the initial stage and increase plenum compartment pressure in the equilibrium stage.

**Keywords:** engine nacelle; pressure relief process; transient model; pressure relief door; computational fluid dynamics (CFD)

**Received:** 2019-03-04; **Accepted:** 2019-03-29; **Published online:** 2019-05-08 09:23

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190430.1707.003.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190430.1707.003.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (U1933121); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (kfj20180108); the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

\* **Corresponding author.** E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn      jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0082

# 基于半监督迁移学习的轴承故障诊断方法



张振良, 刘君强\*, 黄亮, 张曦

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)

**摘 要:** 针对航空发动机轴承故障诊断过程中预测精度不足以及过拟合的问题, 提出基于迁移学习的半监督集成学习器(SSIT)用以发动机轴承故障预测。首先, 训练改进的基于迁移学习的极限学习机(TELM)以及基于迁移学习的支持向量机(TSVM), 分别迁移不同目标空间的高相似度样本加入到源样本空间进行训练。然后, 与对应的基学习器集成同簇学习器来识别未标记样本, 构成半监督学习器不断调整初始基学习器权重, 并继续集成半监督基学习器的识别结果到SSIT中。通过此学习机识别提取特征后的, 用以故障识别。实验结果清楚地表明: 此种方法可以有效降低迁移学习中的负迁移效果, 提升迁移精度10%左右, 降低机器学习中的过拟合效果, 提高半监督学习稳定性, 与现有的预测方法相比可以提高精度9%以上。

**关键词:** 航空发动机; 故障诊断; 半监督; 迁移学习; 集成学习

**中图分类号:** TH133; TP391

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2291-10

在航空发动机的故障预测中, 由于其系统复杂, 长时间处于高温、高速等困难环境下, 不仅部件更易损坏, 而且故障的预测也更为困难。现有的轴承故障预测方法大多选择在实验状态下测试, 数据都在低负载、低速度以及常温常压下采集, 对比发动机内环境过于温和, 而在发动机内部的轴承振动数据又面临具体故障的已标记样本获取难度大以及过拟合等问题。

在基于神经网络的轴承故障预测领域中, 机器学习一直面临着可用样本不足、过拟合等问题, 大多数情况下, 标签数据的获取成本很高, 而未标记的数据则很容易获得而且数量更多。基于这个原因, 半监督学习(Semi-Supervised Learning, SSL)获得了越来越多的关注, 其致力于从未标记样本中获得信息, 寻找大量的未标记数据中的规律, 再利用少部分已标记数据的信息, 做出预测。

大多数现有的半监督学习技术主要是在未标记数据的信息获取方式上加以区别。半监督学习方法中, 少量的有标记样本其实是训练学习的核心, 过拟合的效果很难消除, 同时随着信息的增加, 新增的未标记样本也未必严格与已标记样本同分布。

知识迁移就是一种能够打破同分布样本的假设, 极大地增加机器学习的跨领域能力, 提取更多的样本用于训练。而并非所有的迁移都会提升预测效果, 无价值或不相关的信息的迁入只会造成预测效果大打折扣。

房晓南<sup>[1]</sup>提出了半监督框架下的自标记技术和多学习器模型的结合方法, 来解决欠标记且不平衡的垃圾网页数据集分类问题, 是解决只有少量标记且类不平衡数据集分类问题的一个有效策略。杨印卫<sup>[2]</sup>选取了支持向量机(SVM)、隐马尔可夫模型(HMM)以及径向基函数(RBF)神经

收稿日期: 2019-03-11; 录用日期: 2019-07-05; 网络出版时间: 2019-07-15 11:10

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.0937.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190711.0937.001.html)

\* 通信作者. E-mail: liujunqiang@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 张振良, 刘君强, 黄亮, 等. 基于半监督迁移学习的轴承故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2291-2300. ZHANG Z L, LIU J Q, HUANG L, et al. A bearing fault diagnosis method based on semi-supervised and transfer learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2291-2300 (in Chinese).

网络这3个单学习器作为异构集成学习模型的分器,同时采用了 majority voting 和 stacking 两种集成结果整合策略来选择最优组合,证明异构集成学习模型的泛化能力相比于以往单分类模型得到了改善,同时模型复杂度降低。张伟<sup>[3]</sup>利用卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)识别振动信号的时域图,引入了自适应批量归一化算法,取得了良好的变负载自适应性能。

郭勇<sup>[4]</sup>给出了一种基于简单投票制的样本迁移学习方法,有效提高了目标领域预测学习器的分类效果。对 TrAdaBoost 算法进行了权值更新策略方面的改进,解决了 TrAdaBoost 算法源领域与目标领域样本权值之间易出现的两极分化问题。然后以基于迁移成分分析(Transfer Component Analysis, TCA)的域匹配算法为基础,对其进行了归纳式扩展,并结合聚类算法对源领域数据集数据分布作进一步修正。

上述算法并未同时解决负迁移以及过拟合的问题,基于此,本文采用基于迁移学习的半监督集成算法,利用高相似度样本的迁移提高半监督学习的精度,同时利用半监督算法筛选迁移学习的高相似度样本,最大限度地防止负迁移的发生。

## 1 机器学习

### 1.1 半监督学习

在半监督的发展中,最早提出的是自训练以及直推学习,但训练出的学习器鲁棒性极差,然后是协同训练算法,这种算法的一个主要困难是它需要2个完全独立的视图,在大多数的学习问题中很难满足这一要求。此外,在协同训练中,值得信赖的样本的估计是通过交叉验证进行的,这是一个耗时的过程。为了克服这些困难,Zhou 和 Li<sup>[5]</sup>提出了三重训练算法,三重训练的思想是训练3个训练集,依次3个训练集生成3个学习器,而且无需满足苛刻的独立条件,然后使用其他2个学习器同意的未标记数据对另一个学习器进行改进,由于未标记数据的分类误差估计比较困难,因此,在未标记数据与标记数据具有相同分布的前提下,仅对标记数据进行分类误差估计。3次训练过程的训练一直持续到误差停止减小为止,这意味着已经达到了最大的泛化效果。在一定的理论证明限制下,将一致的未标记样本逐步加入到标记数据中,用于细化相应的学习器,直到没有一个学习器的预测误差进一步减小,一旦训练过程完成,就可以用2个或多个成员学习器一

致同意的标签来预测未标记或看不见的数据<sup>[6]</sup>。

### 1.2 迁移学习

迁移学习的目的在于将已有的知识恰当地引入到新领域中,使机器能够获得“举一反三”的能力<sup>[7]</sup>。本文将源领域  $D_S$  定义为“一”,将目标领域  $D_T$  定义为“三”,也就是将  $D_S$  的学习经验迁移到  $D_T$  中来。其中迁移的有效性很大程度上依赖于领域间的相似程度,当相差过大时,就会发生负迁移,降低学习性能。迁移学习可以划分为5类:基于实例的迁移,基于参数的迁移,基于特征的迁移,给予相关知识的迁移以及基于模型的迁移。

### 1.3 基于强化学习的极限学习机

极限学习机(ELM)是一种神经网络监督学习算法,采用基于有限集的局部逼近,收敛速度快,可以代替强化学习中  $Q$  值等于实现状态动作到  $Q$  值的映射。 $Q$  学习是强化学习的一种,在模型未知时通过估计  $Q$  值来实现目的<sup>[8]</sup>。

$Q$  值函数更新公式为

$$Q_{t+1}(s_t, a_t) = (1 - \eta)Q(s_t, a_t) + \eta[r_t + \gamma \max_{a_{t+1}} Q_t(s_{t+1}, a_{t+1})] \quad (1)$$

式中: $\eta$  为学习速度; $\gamma$  为折扣因子,影响决策的远视程度; $s_t$  为  $t$  时刻的状态; $a_t$  为  $t$  时刻的动作; $r_t$  为  $t$  时刻奖赏; $\max_{a_{t+1}} Q_t(s_{t+1}, a_{t+1})$  从  $Q$  值映射表查找得到。

随机设定输入权值矩阵  $\alpha$  以及偏置项  $\beta$ ; 计算隐含层输出矩阵  $H$ , 以及输出量  $Q = Hw_1$ ,  $w_1$  为权值向量,  $Q = [Q_1, Q_2, \dots, Q_L]^T$  为对应  $L$  个动作的估计  $Q$  值向量,再通过广义逆矩阵获取权值  $w_1$ 。

### 1.4 集成学习

集成学习是一种机器学习方法,最初,集成学习的提出是由于 Schapire 证明了多个弱学习器可以形成一个强学习器,集成学习的目的是通过组合多个学习器的输出构造多个不同的学习器,如图1所示<sup>[9]</sup>。所谓“集成”是专家的混合体,用以防止过度拟合以及减少所有基础学习器的误差,而如何结合多种学习器的输出结果和提高基学习器的多样性来提高学习器的精度是重点。为了提高集成的精度和稳定性,人们开发了不同的技术。这些技术因所使用的培训数据、所使用算法的类型以及所遵循的组合方法而有所不同。所谓的异构集成学习器就是构造不同种类的基学习器,然后进行集成,多重训练的异构集成学习器便是取多个基学习器分别训练学习,最后对所有预测结果进行组合。

异构集成学习器的关键是根据所有基学习器

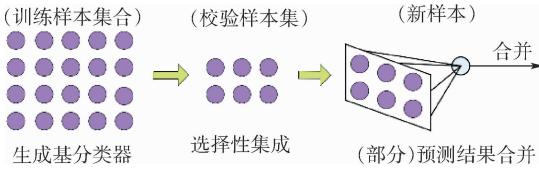


图 1 集成学习示意图<sup>[9]</sup>

Fig. 1 Schematic diagram of integrated learning<sup>[9]</sup>

的预测来量化未标记样本的置信度,而精度也随学习器的数量增加而增加,而且对所有的训练集以及算法没有要求,避免了大量交叉验证。

## 2 基于迁移学习的支持向量机与极限学习机

### 2.1 基于迁移学习的支持向量机

一般来讲基于 SVM 的迁移学习直接利用 2 个领域的的数据构建模型,但是面临着目标方程很难优化的问题,并且无法有效剔除源领域中的噪声影响,随着源领域数据的增多,算法复杂度将大大提高,由此本文提出筛选源领域相似度高的数据进行迁移的 SVM 算法,思想如下:

源领域与目标领域的高相似度势必会导致 2 个分类超平面过于接近,本文选取决定 2 个领域分类超平面的支持向量来进行筛选数据,从而最大程度降低负迁移的发生。源领域  $D_s$ , 以及目标领域  $D_T$  分别为

$$D_s^s = \{(x_1^s, y_1^s), (x_2^s, y_2^s), \dots, (x_m^s, y_m^s)\} \quad (2)$$

$$D_T^t = \{(x_1^t, y_1^t), (x_2^t, y_2^t), \dots, (x_m^t, y_m^t)\} \quad (3)$$

如果本文借鉴欧氏距离<sup>[10]</sup>的概念定义了一个函数  $\sigma(V_s^j, D_T^t)$  来衡量数据的相似性,其中  $V_s^j$  为源领域的支持向量,  $\beta$  用于控制  $V_s$  的重要程度,  $\|V_s^j - x_i\|_2^2$  表示  $V_s$  与  $D_T^t$  的距离。

$$\sigma(V_s^j, D_T^t) = \frac{1}{k} \sum_{(x_i, y_i) \in D_T^t} \exp(-\beta \|V_s^j - x_i\|_2^2) \quad (4)$$

式中:  $k$  为目标训练集个数。

具体步骤如下:

1) 使用  $D_s$  中的数据训练初始 SVM, 得到支持向量  $V_s$ , 并计算相似度  $\sigma(V_s^j, D_T^t)$ 。

2) 将  $V_s$  加入到源领域数据的已标记数据中, 将相似度函数考虑进支持向量机的目标函数中, 构造出如下新的优化问题:

$$\begin{cases} \min_w 0.5 \|w\|_2^2 + C \sum_{i=1}^k \varepsilon_i + \sum_{i=1}^M \sigma(V_s^j, D_T^t) \bar{\varepsilon}_j \\ \text{s. t.} \\ y_i(w^T x_i - b) \geq 1 - \varepsilon_i & \varepsilon_i \geq 0, \forall (x_i, y_i) \in D_T^t \\ y_s^j(w^T v_s^j - b) \geq 1 - \bar{\varepsilon}_j & \bar{\varepsilon}_j \geq 0, \forall (v_s^j, y_s^j) \in V_s \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $w$  为分类超平面权值向量;  $b$  为偏置。

3) 将支持向量通过惩罚项  $C$  与目标领域形成新的训练集  $D$  用以训练新的学习器, 引入拉格朗日系数将上述约束问题转化为对偶问题:

$$\begin{cases} \max L(\alpha) = \sum_{i=1}^{M+k} \alpha_i - 0.5 \sum_{i=1}^{M+k} \sum_{j=1}^{M+k} \alpha_i \alpha_j y_i y_j (x_i \cdot x_j) \\ \text{s. t.} \\ \varepsilon_i \geq 0, \beta_i \geq 0, 0 \leq \alpha_i \leq C \bar{\sigma}(x_i, D_T^t) \\ y_i(w^T x_i - b) \geq 1 - \varepsilon_i, \beta_i \varepsilon_i = 0 \\ \alpha_i [y_i (w^T x_i - b) - 1 + \varepsilon_i] = 0, \forall (x_i, y_i) \in D \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $M$  为已标记样本数量。

4) 求解上述问题得到最优解  $\alpha^*$ , 以及最优分类平面权向量  $w^*$ ,  $b$  以及最终分类函数  $f(x)$  如下, 根据  $f(x)$ , 得到最终学习器。

$$\begin{cases} w^* = \sum_{j=1}^{M+k} \alpha^* x_j y_j \\ b = y_i - \varepsilon_i - w^{*T} x_i \\ f(x) = \text{sign} \left( \sum_{j=1}^{M+k} y_j \alpha_j^* (x_j \cdot x) + b \right) \end{cases} \quad (7)$$

### 2.2 基于迁移学习的极限学习机

基于强化学习的迁移极限学习机通过贝叶斯理论计算目标任务与源任务的相似度, 依此衡量迁移的数量, 继续求出源任务各样本属于目标样本的概率并降序排列确定有效迁移样本。

迁移学习的核心在于选择合适的源任务添加到训练集中<sup>[11]</sup>, 本文通过计算源任务与目标领域的相似度来对源任务目标进行排序筛选。具体方式如下。

首先定义  $S_i$  为源任务,  $T$  为目标任务,  $\hat{s}_k$  为第  $k$  个源任务,  $\xi_{ij}^p$  与  $\xi_{ij}^o$  分别表示状态相似度以及回报相似度,  $\omega_{ij}$  为相似度权值,  $\hat{T}$  为目标样本总数,  $\delta_j^{s,k} = (s_j, a_j, s'_j, Q_j)$  为第  $k$  个源任务中第  $j$  个样本,  $\sigma_i^t = (s_i, a_i, s'_i, Q_i)$  为目标任务中第  $i$  个样本,  $\delta^s$  为高斯核宽度参数,  $P(S_k)$  为  $S_k$  的先验概率,  $Z_x$  为似然度估计函数, 与  $Z_p$  和  $Z_q$  具有相同的功能, 通常取 1。

具体步骤如下:

1) 执行动作  $a_i$ , 由式(8)和式(9)计算第  $k$  个源任务中第  $j$  个样本与目标任务中第  $i$  个样本的状态相似度以及回报相似度:

$$\xi_{ij}^p = \omega_{ij} \cdot \exp \left[ - \left( \frac{\|s'_i, s'_j\|}{\delta^s} \right)^2 \right] \quad (8)$$

$$\xi_{ij}^o = \omega_{ij} \cdot \exp \left[ - \left( \frac{\|Q_i, Q_j\|}{\delta^s} \right)^2 \right] \quad (9)$$

2) 计算第  $K$  个源任务中第  $j$  个样本属于目标任务的概率:

$$P(\hat{\delta}_j^K | \hat{T}) = P_{\hat{\gamma}}(s'_j | s_j, a_j) \cdot P_{\hat{\gamma}}(Q_j | s_j, a_j) = \frac{1}{Z_p Z_q} \left( \sum_{i=1}^{n_T} \xi_{ij}^p \right) \left( \sum_{i=1}^{n_T} \xi_{ij}^q \right) \quad (10)$$

式中:  $n_T$  为从  $T$  个训练集中已迁移样本数。

3) 获取任务相似度, 并且从每一个源任务中按照相似度排序选取 (删除“个”) 样本到目标样本集:

$$X_K = P(S_K | \hat{T}) = \frac{1}{Z_X} \prod_{u=1}^{n_T} \chi_u \cdot P(S_K) \quad (11)$$

式中:  $\chi_u$  为状态回报相似度的匹配度。

4) 使用新的训练集对 ELM 进行训练更新。循环以上步骤直到达到最大迭代次数。

### 2.3 基于迁移学习的三重训练学习器

在 Tri-Training 的基础上引入迁移学习, 需要强学习器对源领域样本进行筛选, 比较弱学习器选择的样本进行迭代更新, 通过判断弱学习器选择的样本与上一轮是否一致来调整样本权重以及对目标任务学习的影响, 这里不再赘述具体步骤<sup>[12]</sup>。

## 3 基于迁移学习的半监督集成学习器

集成学习可以综合多个基学习器的优势, 这是其优势, 但会因此集成到对结果有负面影响的基学习器, 因此本文需要为基学习器设置权值, 并根据错误率实时更新权值最大限度地降低基学习器的负面作用。

根据图 2 的学习器构造方式, 集成最终的学习器。

参考图 2, 具体的步骤如下:

**步骤 1** 通过 boosting 方法将已标记样本  $L(x_i, y_i)$  构造为具有差异性训练集的 L1 到 L6,

同样的方法将未标记样本  $U(x_j)$  构造得到训练集 U1 到 U3, 定义目标领域样本集 D1 到 D3。

**步骤 2** 根据训练集 L1 到 L3 分别训练得到基学习器 SVM、ELM、Tri-training。再按照上述改进的迁移学习算法通过训练集 L2 和 D1、L4 和 D2、L6 和 D3 分别获得迁移学习的支持向量机 (TSVM)、基于迁移学习的极限学习机 (TELM) 和基于迁移学习的三重训练学习器 (TTri-training)。

**步骤 3** 将未标记样本 U1 通过 SVM 以及 TSVM 进行识别, 若两学习器对样本  $x_{ij}$  判别结果相同都为  $y_{ij}$ , 则将样本分类结果  $(x_{ij}, y_{ij})$  添加到 L7 中, 同理将 U2 通过 ELM 以及 TELM 进行识别, 获得已标记样本 L8, 同理获得 L9。

**步骤 4** 将 L7、L1 以及 D1 中迁移学习过程中认可的目标样本共同训练得到半监督支持向量机 (Semi-supervised Support Vector Machines, SSVM)、半监督极限学习器 (Semi-supervised Extreme Learning Machine, SELM) 以及半监督三重训练学习器 (Semi-supervised Triple training learning machine, STri-training)。

**步骤 5** 将  $U4(x_{aj})$  通过 3 个半监督基学习器 SSVM、SELM 以及 STri-training 进行识别, 按照式 (12) 集成其识别结果, 将集成结果加入到  $L10(x_{10k}, y_{10k})$  中, 将 L10 用于测试基学习器的错误率  $\varepsilon_i$ , 如式 (13), 并以错误率获得基学习器权重  $\omega_i$ 。

$$H(y) = \arg \max \sum_{j=1}^3 \omega_j (f_j(y) = H) \quad (12)$$

$$\varepsilon_i = \sum_{k=1}^n \omega_i |y_{10k} - h_{ik}(x_{10k})| \quad (13)$$

$$\omega_{i+1} = \frac{e^{1-\varepsilon_i}}{e^{\varepsilon_i}} \quad (14)$$

式中:  $H(y)$  为预测结果函数;  $\omega_j$  为第  $j$  个半监督集成学习器的权重, 等于其 2 个同簇初始基学习器权重  $\omega_i$  相加;  $h_{ik}(x_{10k})$  为第  $i$  个初始基学习器对 L10 中第  $k$  个样本的识别结果。

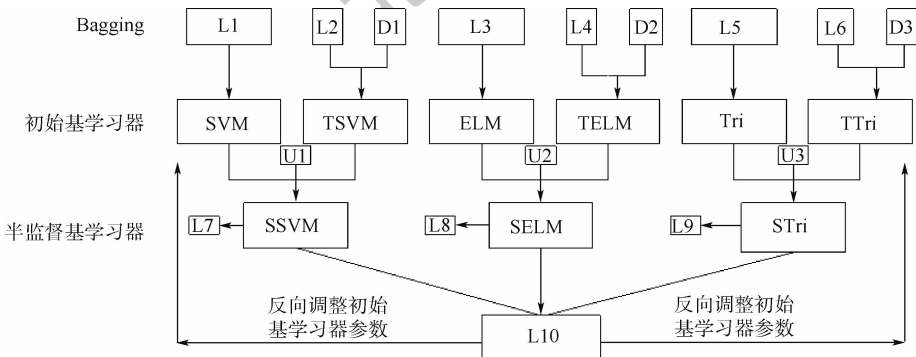


图 2 学习器构造方式图

Fig. 2 Learning device structure diagram

**步骤 6** 不断调整学习器权重并实时记录学习器误差,直到权重以及误差都稳定得到稳定的半监督基学习器,并按照稳定后的权值集成最终学习器。

在上述算法中,为便于理解,通过示意图 3 阐述在上述步骤中使用的半监督学习算法流程,图 4 为 TSVM 的构造方式,图 5 为 TELM 的构造方式。其中集成算法的步骤可参考文献[2]。

相比于其他算法,基于迁移学习的集成学习器的优点有:

- 1) 提出改进迁移学习器加入到基学习器中。
- 2) 利用改进的迁移学习器提高半监督学习的精度。
- 3) 利用半监督学习调整迁移学习的效率。
- 4) 集成方式上可以在运算中调整各学习器权值,进行增量式学习,进一步提升学习器性能。

## 4 仿真实例

为验证算法的有效性,本文在 2 个数据集中分别进行实验。在字母识别数据集中,主要验证算法在分类识别上的效果,量化半监督学习方法与迁移学习方法间的相互影响,调整算法中的参数以及分析各基分类器的精度变化。在发动机轴承数据集中主要验证本文方法在轴承故障识别的效果,寻找最优的迁移数据以及半监督数据。

### 4.1 公共数据集实验

为了测试最终学习器的性能,本文在机器学习存储库(UCI)的字母识别数据集上进行了模拟<sup>[13]</sup>。选取 26 个字母中 A~E 个字母为源任务,选取 F~N 为目标领域样本,具体的样本特征如表 1 所示。

实验采用 RBF 为基分类算法,隐藏节点取 20,每次实验做 5 次取其平均值,设定初始基学习器的权重都为 1/6,已标记样本数量、未标记样本与迁移样本比例为 1:4:4。安排单纯的半监督神经网络以及基于迁移学习的学习器作为对比。

图 6 为误差稳定后基学习器以及集成学习器的预测精度变化。从图中可见,分类效果经过迁移学习以及半监督学习后有显著的提升,无论是稳定性还是精度都大幅优于单一的学习器,而且经过少量的样本的训练后精度就达到了良好的效果,而单独的迁移学习或半监督学习都无法做到。这是由于基于迁移学习的半监督集成学习器(SSIT)可以更充分利用样本的信息,无需大量迭代就会达到良好的效果。

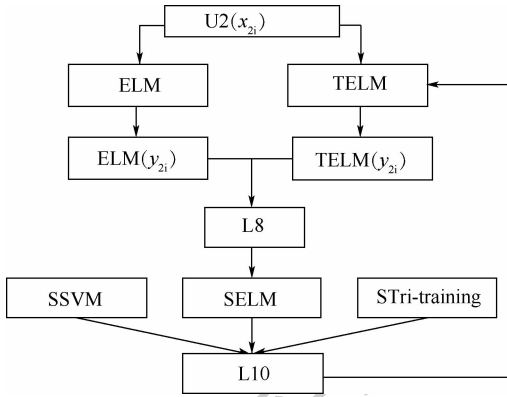


图 3 半监督算法构造示意图

Fig. 3 Schematic diagram of semi-supervised algorithm construction

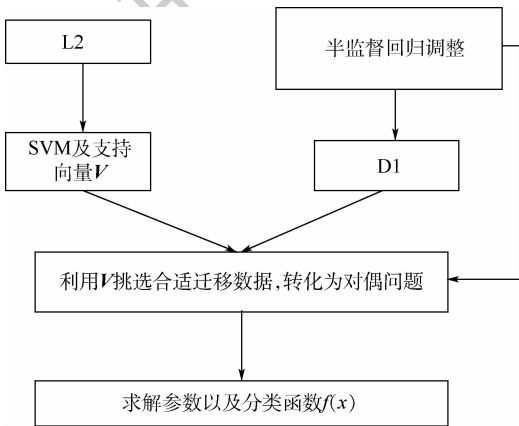


图 4 TSVM 算法示意图

Fig. 4 Schematic diagram of TSVM algorithm

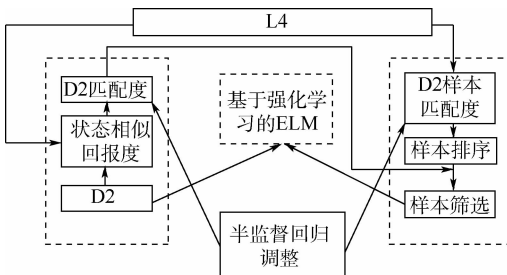


图 5 TELM 算法示意图

Fig. 5 Schematic diagram of TELM algorithm

表 1 数据集属性

Table 1 Data set properties

数据集	字母	样本数	字母数
L	A~E	100	5
U	A~E	400	5
L1-L6	A~E	30	5
U1-U3	A~E	120	5
D1	F,G,H	400	3
D2	I,G,K	400	3
D3	L,M,N	400	3
合计	A~N	1850	29

图7为基学习器权重变化,经由错误率的调整后可以看出,迁移学习器的权重都由于可以提取目标样本的信息而逐渐提高,三重训练器权重不断拔高。若本文保持初始权值恒定,预测精度会下降大约8%。据此本文也调整初始学习器权重,使其在训练过程中减轻权重变化的迭代,可以更快地达到稳定的预测精度。

本文通过调整实验找到精度提升的原因。图8为调整未标记样本  $U$  的数量,对比迁移学习器的精度,可以发现无标记样本对于迁移学习的效果有较大的影响,在没有无标记样本时,也就是不进行半监督学习时,预测精度下降了大约10%。随着无标记样本的增加,迁移学习器精度以及迁移数量都会稳步提升,这是因为无标记样本的训练信息可以筛选目标领域中的高相似度样本,保证迁移学习的效果。但精度的增加有一个上限,这是由于少量的有标记样本仍然是训练的核心,仍然会有过拟合的作用。数量的增长也有上限,因为目标领域内高相似度样本数量也有限。

同理本文保持  $U$  的数量恒定,调整  $D$  中的样本数量,如图9和图10所示,发现若是没有迁移目标领域的样本,半监督学习效果的稳定性很差,最大最小精度之间有较大差异,这是由于半监督学习一旦做出错误的判断便会“一错再错”,自身很难纠正,需要目标领域样本来调整,随着迁移样本的增加,预测精度稳步增加且趋于稳定,最大最小精度差异也下降到2%左右。

继续调整已标记样本的比例,图11为SSIT学习器精度变化。已标记样本的增加固然可以提高辨识度,但过多的已标记样本可以保持最高精度,但平均精度反而有所下降,这是由于学习器过于追求少量的已标记样本,过拟合效果增大,鲁棒性也下降,反而不易对大量复杂的样本进行预测。在已标记样本比较少时,SSIT 仍然表现出稳定的预测性能,而单独的半监督或迁移学习算法却受到极大影响,这是因为 SSIT 并不依赖那些少量的已标记样本,可以从目标领域以及未标记样本中提取到充足的信息来保证预测精度。

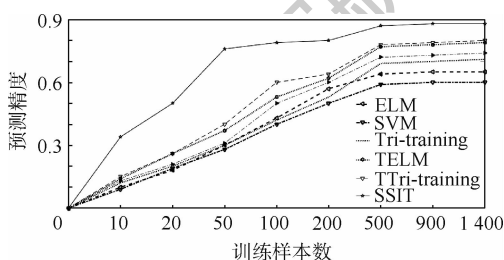


图6 预测精度变化

Fig. 6 Prediction accuracy change

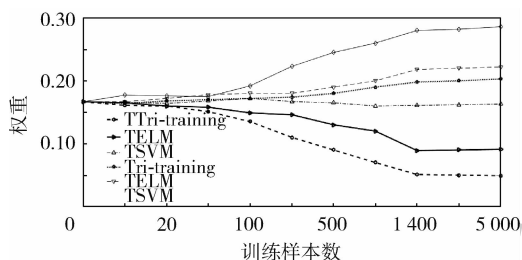


图7 基学习器权重变化

Fig. 7 Base learning device weight change

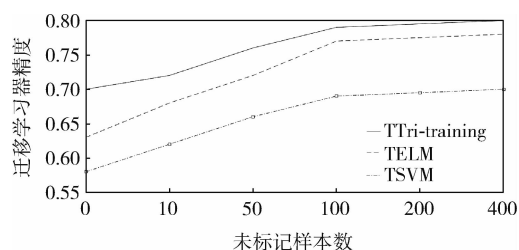


图8 迁移学习器精度变化

Fig. 8 Transfer base learning device accuracy change

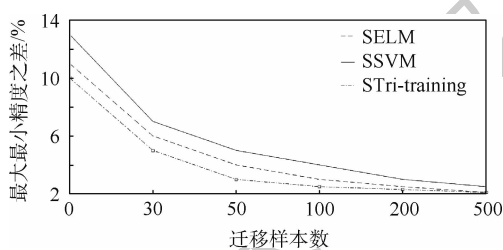


图9 迁移数量变化

Fig. 9 Transfer data change

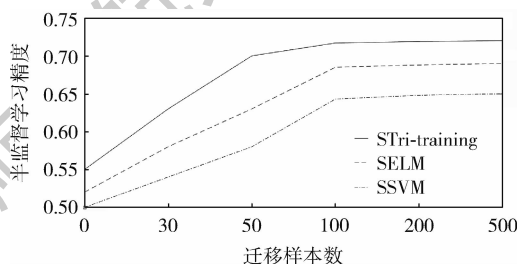


图10 半监督学习精度变化

Fig. 10 Semi-supervised learning accuracy change

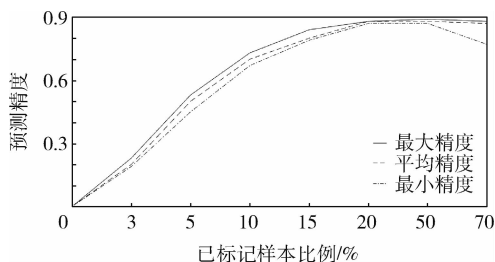


图11 精度随已标记样本比例变化

Fig. 11 Change of accuracy with labeled sample scale

### 4.2 民航发动机轴承故障诊断实验

在公共数据集上的实验验证了所提算法对迁移以及半监督效果的改进作用,但对于具体的发动机内数据效果犹未可知,接下来本文搭建接近航空发动机内部的轴承振动试验设备对轴承故障进行诊断,实验具体设置如下。

本文搭建航空发动机机转子实验平台进行模拟实验,其模拟了真实发动机的内部结构,达到真实发动机的振动效果,图 12 为发动机实验平台内部结构,图 13 为迁移实验平台示意图。选择型号 6205 的轴承,滚动体 9 个。在模拟发动机 50 000 磅(22.68 t)推力下通过加速度传感器收集 3 种轴承故障(内圈、外圈、滚动体)以及正常情况下的轴承振动数据各 1 000 组。

模拟发动机最大推力 63 800 磅下轴承振动数据 500 组作为迁移领域 D1,模拟 50 000 磅推力下同位置 6206 型号轴承振动数据 500 组为 D2,取自凯斯西储大学轴承数据库型号 6205 轴承在负载 746 W、转速 2 000 r/min 下轴承振动数据 500 组为 D3。

首先利用包络谱的方法提取振动信号的具体特征<sup>[14]</sup>,其中载波频率为 5 000 Hz,将通过得到的

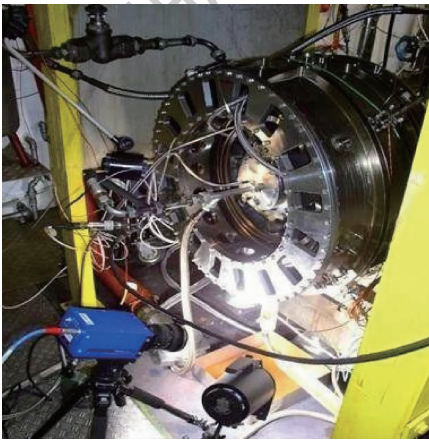


图 12 发动机转子实验平台内部结构  
Fig. 12 Internal structure of engine rotor experimental platform

分量组成特征矩阵并采用奇异值分解方法求得对应的特征向量,于是每个样本信号都有对应的特征向量作为训练的输入。图 14 和图 15 分别为内圈故障振动信号时域波形以及包络图。

通过上述方法将振动信息提取为特征向量,得到带有故障结果的轴承振动特征向量数据集  $L$ ,以及无故障结果的数据集  $U$  以及迁移数据  $D$ 。为检验算法的有效性,本文采用同样数量已标记样本的训练样本以及相同的测试样本,分别使用机器学习器、CNN 以及基于距离的谱聚类(SL)算法<sup>[15]</sup>进行对比测试<sup>[16]</sup>,其中采用同样特征提取方法将特征向量的输入到训练好的 TELM 中进行诊断,再利用卷积神将网络提取振动信号的包络谱进行学习,保证特征的提取程度不变。

将训练成熟后的学习器输入测试样本的特征向量,根据输出向量的值进行故障预测,其中信号类型中 1、2、3、4 等分别代表无故障,内圈故障,外圈故障以及滚珠故障。图 16 为在不同方法对样本的预测结果与实际结果的对比。

选取不同的测试样本分别测试 5 次,表 2 为在不同数据集方法的精度比较,训练过后的 SSIT 的平均精度达到了 90.6%,远高于 CNN 等预测精度,虽然 CNN 方法对于大量的图片识别率基本上达到了 99% 以上的识别率,但对于航空发动机的轴承振动时域图却因为已标记样本信息过少且特征复杂的原因而大大降低了识别率,SSIT

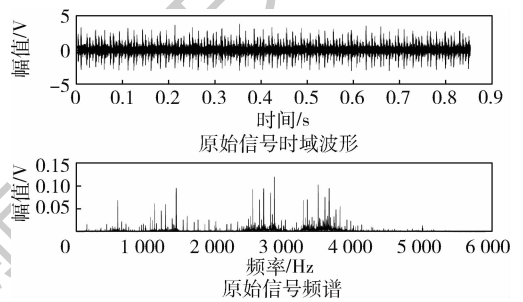


图 14 时域波形图  
Fig. 14 Time domain waveform

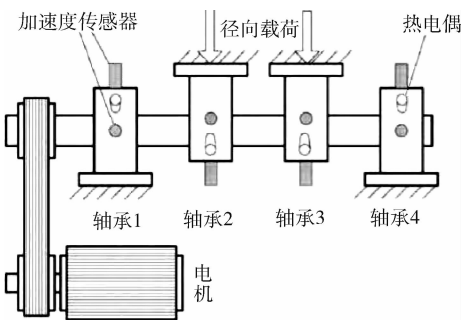


图 13 迁移轴承实验平台示意图  
Fig. 13 Schematic diagram of transfer bearing test rig

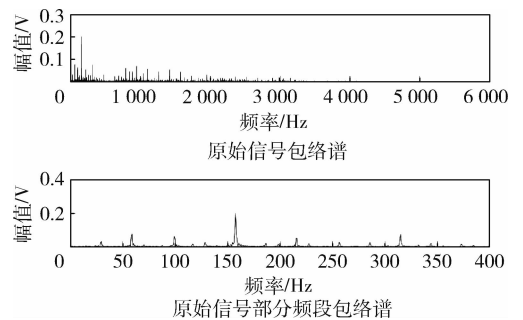


图 15 包络谱分析  
Fig. 15 Envelope spectrum analysis

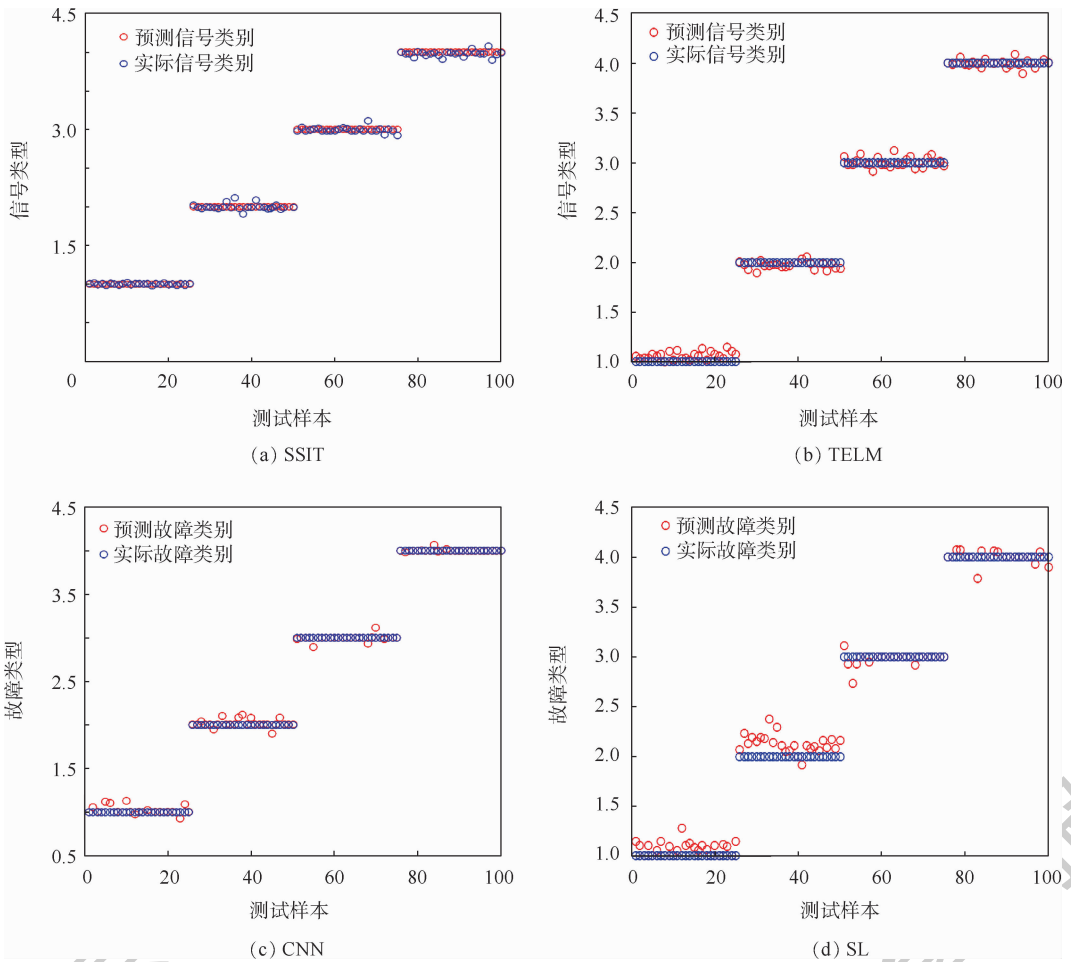


图 16 不同方法对故障的预测结果

Fig. 16 Fault prediction result by different methods

却可以从大量的源领域以及未标记样本中获得辅助信息帮助判断。TELM 以及 SELM 的低预测精度也表明半监督以及迁移学习在面对少量已标记样本时有着相辅相成缺一不可的关系。

本文选取 3 个数据集,比较 3 个迁移领域最终的迁移样本量,3 个领域的区别在于工作负载以及环境的差异,差异越大越难以迁移,从表 3 中可以看出,实验状态下 D3 数据集的轴承振动数据难以用于预测民航发动机故障预测,而这正是现如今大量轴承预测方法难以在发动机环境内

表 3 最终迁移样本百分比

Table 3 Percentage of final migrated sample %

测试集	D1	D2	D3
测试集 1	63.2	40.1	22.3
测试集 2	69.4	43.9	20.3
测试集 3	66.7	39.6	25.1
平均值	66.4	41.2	22.6

表 2 不同数据集各方法预测精度对比

Table 2 Comparison of prediction accuracy of different methods on different data sets %

测试集	SSIT	CNN	TELM	SL
测试集 1	90.5	81.3	68	69.7
测试集 2	90.6	82.1	68	69.6
测试集 3	90.6	82.2	72	68.5
测试集 4	90.5	79.2	71	70.4
测试集 5	90.6	79.5	73	69.5
平均值	90.6	80.9	70	69.5

奏效的原因,D1 于 D2 则展现了与源领域样本的高相似度,对于 SSIT 的故障预测给予了巨大帮助,由此本文可以增加同发动机不同推力下的目标领域样本以及不同轴承型号相同推力下的样本,以期迁移更多的样本帮助预测。

图 17 为在 D1 领域下,迁移样本量的提升,SSIT 精度的精度变化。从图中可以看出,在迁移样本达到 350 个以后,迁移学习提升了整个学习器 18% 的精度。

半监督算法中的未标记样本选用实验前已记录的无结果振动数据<sup>[17]</sup>,但是本文在实验中发现如果加入部分测试时间点前后的振动信息作为未标记样本参与训练会提升算法的精度以及稳定

性。而无法确定的是多少量的已记录样本(HS),测试前样本(BS),测试后样本(AS)能够最大提升精确性,本文不断调整无标记样本中三者的比例来测试其精确度的变化。如图 18 所示。可以看出加入的测试节点样本有效地提升了精度,并且在(4.84,6.58)达到最大值,这是因为未标记样本中加入测试节点前后的振动数据,可以在训练时完善预测节点的特征,特别是在航空发动机内的轴承振动信息,复杂的噪声下不易提取到精确的振动信号特征,而未标记样本的半监督训练相当于又一次进行了特征提取,提高了预测的精度。

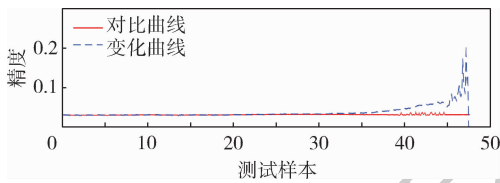


图 17 D1 下迁移样本量对精度的影响

Fig. 17 Effect of transfer sample size on accuracy under D1

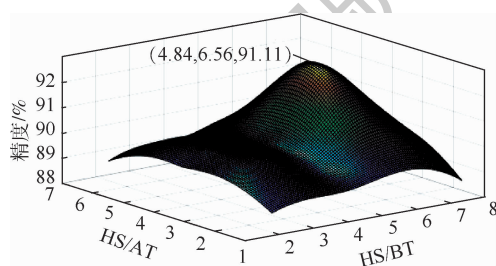


图 18 测试前后样本量对精度的影响

Fig. 18 Effect of HS and BS on prediction accuracy

## 5 结论

本文提出了一种半监督迁移学习集成学习器,构造改进迁移学习器组成 6 种初始基学习器来集成同簇的半监督基学习器,利用迁移学习降低半监督学习中的不稳定性,再利用无标记样本减少负迁移作用,并不断调整基学习器权重,提升 SSIT 的精度与稳定性,得出如下结论:

1) 迁移学习可以提高半监督学习的稳定性以及降低过拟合效果。

2) 半监督学习可以帮助迁移算法挑选更多更好的高相似度样本。

3) 同簇集成的方法也可以通过调整权重的方法减少负学习的效果。

4) 温和环境下的轴承振动数据难以直接迁移至发动机内部的轴承预测中,而不同推力以及不同发动机下的振动数据则展现了良好的迁移效果。

5) 测试节点前后的数据加入到无标记样本的半监督训练中可提升最终的预测精度。

将研究更加多部件故障的迁移方法,并将其运用到发动机其他部件的故障预测方面,利用大量的目标领域样本来提高预测精度。

## 参考文献 (References)

- [1] 房晓南. 基于半监督和集成学习的不平衡数据特征选择和分类[D]. 济南: 山东师范大学, 2016.  
FANG X N. Unbalanced data feature selection and classification based on semi-supervised and integrated learning[D]. Jinan: Shandong Normal University, 2016 (in Chinese).
- [2] 杨印卫. 基于异态集成学习的刀具状态监测技术研究[D]. 天津: 天津大学, 2014.  
YANG Y W. Research on tool condition monitoring technology based on alien integration learning[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014 (in Chinese).
- [3] 张伟. 基于卷积神经网络的轴承故障诊断算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.  
ZHANG W. Research on bearing fault diagnosis algorithm based on convolutional neural network[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017 (in Chinese).
- [4] 郭勇. 基于单源及多源的迁移学习方法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013.  
GUO Y. Research on transfer learning method based on single source and multiple sources[D]. Xi'an: Xidian University, 2013 (in Chinese).
- [5] ZHOU Z H, LI M. Tri-training: Exploiting unlabelled data using three classifiers[J]. IEEE Transaction on Knowledge and Data Engineering, 2005, 17(11): 1529-1541.
- [6] 卞则康, 王士同. 基于相似度学习的多源迁移算法[J]. 控制与决策, 2017, 32(11): 1942-1948.  
BIAN Z K, WANG S T. Multi-source transfer algorithm based on similarity learning[J]. Control and Decision, 2017, 32(11): 1942-1948 (in Chinese).
- [7] 谭建平. 基于半监督的 SVM 迁移学习文本分类方法[D]. 广州: 广东工业大学, 2016.  
TAN J P. A semi-supervised SVM transfer learning text classification method[D]. Guangzhou: Guangdong University of Technology, 2016 (in Chinese).
- [8] 张倩, 李海港, 李明. 基于多源动态 TrAdaBoost 的实例迁移学习方法[J]. 中国矿业大学学报, 2014, 43(4): 713-720.  
ZHANG Q, LI H G, LI M. An example transfer learning method based on multi-source dynamic TrAdaBoost[J]. Journal of China University of Mining & Technology, 2014, 43(4): 713-720 (in Chinese).
- [9] PAN J, WANG X S, CHENG Y H, et al. Multi-source transfer ELM-based Q learning[J]. Neurocomputing, 2014, 137: 57-64.
- [10] 王雪松, 潘杰, 程玉虎. 知识迁移学习方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2016.  
WANG X S, PAN J, CHENG Y H. Knowledge transfer learning method and application[M]. Beijing: Science Press, 2016 (in Chinese).

- [11] CHENG Y H, WANG X S. Multi source tri-training transfer learning[J]. Transactions on Information and System, 2014, 97(6):1668-1672.
- [12] 邓万宇, 屈玉涛. 基于 ELM-AE 的迁移学习算法[J]. 计算机与数字工程, 2018, 46(5):854-860.  
DENG W Y, QU Y T. Transfer learning algorithm based on ELM-AE[J]. Computer and Digital Engineering, 2018, 46(5):854-860 (in Chinese).
- [13] 莫志军. 基于复杂网络的航空发动机故障传播特性研究[D]. 长沙:湖南科技大学, 2016.  
MO Z J. Research on fault propagation characteristics of aero-engine based on complex network[D]. Changsha: Hunan University of Science and Technology, 2016 (in Chinese).
- [14] 郭艳平, 龙涛元. 振动信号模型在滚动轴承故障诊断中的应用[J]. 机械设计与制造, 2018, 30(17):270-272.  
GUO Y P, LONG T Y. Application of vibration signal model in fault diagnosis of rolling bearings [J]. Machinery Design & Manufacture, 2018, 30(17):270-272 (in Chinese).
- [15] LIU X B, LIU Z T. Ensemble transfer learning algorithm[J]. IEEE Access, 2018, 32(6):2389-2396.
- [16] IQBAL M S, LUO B, KHAN T. Heterogeneous transfer learning techniques for machine learning[J]. Iran Journal of Computer Science, 2018, 1(1):31-46.
- [17] BLUM A, MITCHELL T. Combining labeled and unlabeled data with co-training [D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University Madison, 1998:92-100.

#### 作者简介:

张振良 男, 硕士研究生。主要研究方向: 故障诊断、机器学习。

刘君强 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 机场规划、民航发动机寿命预测。

黄亮 男, 硕士研究生。主要研究方向: 机场规划、民航发动机寿命预测。

张曦 男, 硕士研究生。主要研究方向: 机器学习、寿命预测。

## A bearing fault diagnosis method based on semi-supervised and transfer learning

ZHANG Zhenliang, LIU Junqiang\*, HUANG Liang, ZHANG Xi

(School of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** Aimed at the problems of insufficient prediction accuracy and over-fitting in the fault diagnosis process of aero-engine bearing, a semi-supervised integrated learning device based on transfer learning (SSIT) is proposed to predict engine bearing fault. First, transfer learning based improved extreme learning machine (TELM) and support vector machines (TSVM) were trained by adding the high-similarity sample of different target space to the original sample space, which is integrated to identify the tag sample with the corresponding learning. Then integrate the same cluster learner with the corresponding base learner to identify the unlabeled samples, Next, the constituted semi-supervised learning device constantly adjusts the initial learning unit weight, and continues to integrate semi-supervised learning recognition results into SSIT, which will be used to identify faults after feature identification and extraction by this learning machine. The experimental results clearly show that this algorithm can effectively reduce the negative transfer effect in transfer learning, improve the transfer accuracy by about 10%, reduce the over-fitting effect in machine learning, and improve the stability of semi-supervised learning. Compared with the existing prediction method, this algorithm can improve the accuracy by more than 9%.

**Keywords:** aevo-engine; fault diagnosis; semi-supervision; transfer learning; integrated learning

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0106



# 基于多场耦合建模与 Bootstrap 方法的滑环可靠性评估

刘贤军<sup>1</sup>, 孙远航<sup>1</sup>, 王永松<sup>2</sup>, 施英莹<sup>2</sup>, 孙习武<sup>2</sup>, 余建波<sup>1,\*</sup>

(1. 同济大学 机械与能源工程学院, 上海 201804; 2. 上海航天设备制造总厂有限公司, 上海 200245)

**摘 要:** 导电滑环作为卫星太阳电池矩阵驱动机构的核心部件,其可靠性关系到卫星寿命的长短,由于空间用滑环寿命试验费用昂贵、试验周期长、样本数据量少等特点,无法获取大样本寿命数据,利用传统大样本数据进行统计推断,从而进行可靠性评估的方法存在困难。因此提出一种基于摩擦磨损模型的可靠性评估方法,应用赫兹理论、传热学方法分别计算摩擦副磨损过程中的接触区域变化和温度变化,量化热力电多场耦合对摩擦副磨损的影响,提出基于粘着磨损的多物理场耦合磨损模型,基于该模型得到的寿命数据,运用改进 Bootstrap 方法得到滑环寿命分布的参数估计,最后与传统可靠性预测方法结合,得到一系列滑环可靠性指标。方法对比结果表明,改进 Bootstrap 方法不仅具有较高的评估精度,还具有主观性小、适用性强的特点,由该方法所得的各可靠性指标均符合工程实际,具有很强的工程应用价值。

**关键词:** 空间滑环; 多场耦合建模; 寿命预估; Bootstrap 方法; 可靠性评估

**中图分类号:** V240.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2019)11-2301-11

导电滑环作为卫星太阳电池阵驱动机构,其工作可靠与否,直接关系到整星能源供给与任务成败,是飞行器名副其实的“生命线”。作为卫星的核心部件,滑环的可靠性成为了衡量整个卫星可靠性的重要指标之一,由于滑环属于高精度、长寿命、高可靠性产品,寿命试验周期长,所需的试验费用昂贵,无法获取大样本的寿命数据,滑环可靠性难以评估。

滑环摩擦副是典型的载流摩擦副,摩擦副磨损受多因素影响,除触头和盘面的机械磨损外,由于电流介入,使得摩擦副的摩擦比同等条件下的干摩擦磨损更为严重<sup>[1]</sup>,电流流经触头和盘面产生焦耳热,伴随着电弧放电现象使得摩擦副磨损加剧,产生的大量磨屑将导致滑环出现短路、断路

现象,进而导致滑环的失效<sup>[2]</sup>。针对载流摩擦,国内外学者也取得了很多成果,Ding 等<sup>[3]</sup>通过载流摩擦试验机测量不同载荷下磨屑量产生情况,发现磨损总量随载荷的增加呈“U”字形变化,且存在最优接触载荷使得磨屑量最低,阐述了磨屑量和接触载荷间的关系;Xie 等<sup>[4]</sup>通过试验的方法在不同载荷和滑动速度下,观察滑环摩擦副的电接触性能,得出接触电压与接触载荷、速度的关系。热力电多场耦合建模方面,Monnier 等<sup>[5]</sup>通过有限元分析方法建立了热力电多场耦合下的电接触静摩擦模型,分析电流流通区的接触形变,针对接触区域,将有限元法与赫兹理论比较,证明赫兹接触理论在热力电耦合场下预测接触面形变的适用性,但其只分析了静态环境下的电接触摩擦;

收稿日期: 2019-03-18; 录用日期: 2019-06-21; 网络出版时间: 2019-07-02 10:39

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1536.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1536.006.html)

基金项目: 国家自然科学基金(71777173); 集团公司重大工艺专项研究项目(ZDGY2016-15)

\* 通信作者: E-mail: jbyu@tongji.edu.cn

**引用格式:** 刘贤军, 孙远航, 王永松, 等. 基于多场耦合建模与 Bootstrap 方法的滑环可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2301-2311. LIU X J, SUN Y H, WANG Y S, et al. Reliability evaluation of slip ring based on multi-field coupling modeling and Bootstrap method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2301-2311 (in Chinese).

于艳艳<sup>[6]</sup>研究了风电滑环导电环与刷丝的硬度匹配对寿命的影响,探寻了温度对材料硬度的影响,但其模型是纯机械磨损模型。目前的研究更多集中在接触载荷、材料特性、摩擦副匹配<sup>[7-8]</sup>等磨损机理的揭示,未针对载流摩擦副运行过程中的微观磨损进行建模,提出量化摩擦副磨损程度的可靠性评估方法。

采用摩擦磨损模型进行滑环可靠性评估时,主要的困难是模型指定环境参数下,模型预测的寿命结果只有一组,由于数据量极少,无法进行可靠性分析。可靠性分析领域已经有很多涉及小子样的可靠性分析方法,其中 Bootstrap 方法作为可靠性分析中常用的样本增广方法,应用广泛<sup>[9-10]</sup>。但由于传统的 Bootstrap 方法在随机样本的生成方面存在不足,样本的取值局限于原始样本本范围内,已有大量专家学者对此进行了改进。黄玮等<sup>[11]</sup>采用 Sigmoid 形 Boltzmann 函数和三次多项式函数分别拟合全局样本以修正样本经验分布函数,拓宽了采样范围;刘建等<sup>[12]</sup>针对此问题每个样本点做邻域拓展,并给出拓展经验公式,但在邻域内部区间上采样概率是一致的,当邻域范围设置不合理、样本量较小时,均匀抽样可能导致抽样结果偏离真实分布;邹艳和罗文强<sup>[13]</sup>对抽样方法最大统计量与最小统计量进行重新界定,将采样范围拓展至非观测点,从而降低了样本极值本身存在偏差时对抽样结果的影响,但针对连续型变量,此方法在样本点采集范围上有所欠缺。

本文提出的基于多场耦合建模与改进 Bootstrap 的空间用滑环可靠性评估方法,主要的贡献点如下:①对空间用滑环摩擦副进行微观机理研究,建立了基于热、力、电多物理场耦合的摩擦副磨损预测模型,可有效地进行滑环摩擦副的寿命预估;②结合虚拟样本增广技术以及改进 Bootstrap 方法,在保留邻域拓展方法的同时,用截断正态分布拟合样本点邻域内部的样本经验分布函数,拓宽样本抽样范围的同时,增加了样本本身的抽样权重,仿真对比结果表明,改进后的方法具有更高的估计精度;③空间用滑环的全寿命预测与可靠性评估表明,模型的输出结果符合工程实际,对提高空间用滑环的可靠性与质量一致性具有重要意义。

## 1 摩擦磨损建模与可靠性评估流程

近年来,导电滑环在在役卫星投入使用过程中发生的各类严重故障,均是因为导电滑环失效而导致的整星报废,其中大部分是由于摩擦副磨

损产生的磨屑过多,从而引起如短路、断路等致命性问题<sup>[14]</sup>,针对这些问题,对滑环工艺优化和可靠性测试分析也在持续开展中,但由于滑环造价昂贵,可靠性试验成本高,如何充分运用已有的材料特征、工艺参数等信息构建可靠性评估模型,对降低可靠性评估成本,优化工艺参数具有重要意义。

本文所提的滑环可靠性评估方法流程图 1,具体包括 3 个部分:

1) 针对滑环摩擦副热力电多场耦合环境,提出基于赫兹理论的摩擦副接触模型,计算多耦合场下摩擦副接触面积的变化,运用热辐射理论与传热学相关知识,计算摩擦副的温升变化,结合粘着磨损理论,量化热力电多场耦合对摩擦副的影响,建立多场耦合磨损计算模型。

2) 根据模型所得的寿命均值与方差,运用虚拟样本增广法进行扩充,为 Bootstrap 方法提供原始样本数据点,针对方法的不足之处,在拓宽采样范围的基础上增加原样本点的权重,修改采样的经验分布函数,最后对威布尔两参数进行特征参数的估计,得到了寿命分布的参数值。

3) 由威布尔分布的可靠性相关公式,结合多场耦合的摩擦磨损模型

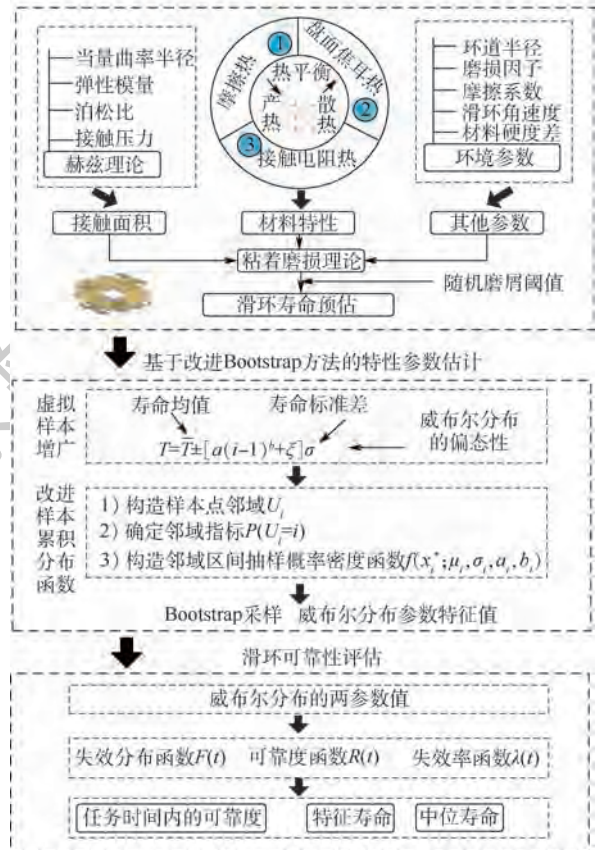


图 1 滑环可靠性评估流程图

Fig. 1 Reliability evaluation flowchart of slip ring

Bootstrap 方法所得的寿命分布参数值,对滑环进行可靠性分析,得到滑环的失效分布函数和失效密度函数,进而可得到滑环的可靠度函数与失效率函数,得出包括中位寿命、特征寿命在内的可靠性指标。

## 2 基于热力电耦合的摩擦副磨损建模

滑环运行过程中,摩擦副触头和汇流盘之间通过一定的压力连接在一起,传递稳定的电信号与功率电流,触头和汇流盘两者间产生相对滑动,滑环处在热、力、电三个场组成的耦合场中,电流和摩擦的存在使得摩擦副温度升高,温度的升高影响摩擦材料的性能,进而影响磨损过程。

通过对磨损后滑环滑道微观形貌的分析得知滑环的电弧侵蚀作用并不显著,磨损形式主要为粘着磨损,本文运用赫兹理论和传热学相关知识,将热力电三场耦合对摩擦副的影响转化为温升对摩擦副硬度的影响,提出了热力电耦合场的粘着磨损计算模型,解决了热力电三场耦合问题。

### 1) 基于赫兹理论的摩擦副接触模型

导电滑环摩擦副电刷触头和汇流盘之间为点接触,由于材料的弹性形变,两者的接触面向邻近四周逐渐扩展变成半径为  $c$  的近似圆<sup>[15]</sup>,根据赫兹理论可计算半径  $c$  的值,从而得到摩擦副的接触面积为

$$S_c = \pi c^2 = \pi \left( \frac{9r^2 F_g^2}{16E^2} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (1)$$

式中: $E$  为当量弹性模量; $F_g$  为两球体上的法向接触压紧力,在本文体现为簧片触头与汇流盘间的接触压力; $r$  为当量曲率半径。 $E$  和  $r$  由式(2)和式(3)得

$$E = \left( \frac{1 - u_c^2}{E_c} + \frac{1 - u_d^2}{E_d} \right)^{-1} \quad (2)$$

$$r = \frac{r_c r_d}{r_c + r_d} \quad (3)$$

式中: $E_c$  与  $E_d$  分别为触头与汇流盘材料的弹性模量; $u_c$  与  $u_d$  分别触头与汇流盘材料的泊松比; $r_c$  与  $r_d$  分别为触头与汇流盘初始接触点处的曲率半径,在此模型中汇流盘接触半径  $r_d$  视为无穷大,即取极限后的当量曲率半径  $r$  值为  $r_c$ 。

### 2) 摩擦副温升计算

滑环摩擦副运行时,热量的产生通常由三部分组成:接触电阻热、盘面焦耳热与摩擦热,其产热功率分别记为  $P_1$ 、 $P_2$  与  $P_3$ 。接触电阻热与盘面焦耳热都属于焦耳热,由电阻产热公式计算可

得,后者摩擦产热可由摩擦产热公式计算。滑环在运行过程中不断地产生焦耳热和摩擦热,同时又处在不断散热的状态,两者最终会达到动态平衡,散热速率由热辐射公式<sup>[16]</sup>得出,从而得到产热与散热的动态平衡公式:

$$\frac{P_1 + P_2 + P_3}{S_a} = C_0 \left( \frac{T_1}{100} \right)^4 \quad (4)$$

式中: $T_1$  为产热功率与散热功率达到动态平衡时的稳态温度; $S_a$  为单个盘道的有效散热面积; $C_0$  为常数,值为  $5.76 \text{ W}(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。代入相应计算式,可得稳态温度的为

$$T_1 = 100 \sqrt[4]{\frac{P_1 + P_2 + P_3}{S_a C_0}} = 100 \sqrt[4]{\frac{I^2 R_1 + \frac{1}{3} I^2 \pi \rho R_d + \mu F_g v}{S_a C_0}} \quad (5)$$

式中: $P_2$  计算代入的电阻值为旋转一周的电阻平均值,由积分式所得; $R_1$  为触头与汇流盘之间的接触电阻; $I$  为滑环工作电流; $R_d$  为汇流盘环道半径; $\rho$  为盘面镀层材料电阻率; $\mu$  为汇流盘与触头间的摩擦系数; $v$  为触头和汇流盘间的相对速度。

由式(5)可知摩擦副温度受到包括接触载荷、电流等多因素的影响,融合了热、力、电三因素的耦合关系,耦合场下滑环的温升变化将影响摩擦副材料的硬度特性,进而影响摩擦副的磨损速率,硬度随温度的变化关系尚无准确函数来表征,一般根据摩擦副的材料特征查表或试验得到。

### 3) 基于粘着磨损的多场耦合模型

导电滑环磨损阶段同一般磨损阶段一致,可分为三个阶段:跑合预磨损阶段、稳定磨损阶段、剧烈磨损阶段,本文研究的内容都是基于稳定磨损阶段展开的。稳定阶段粘着磨损满足如下基本定律:①磨损的体积与滑动距离、载荷成正比;②磨损产生的磨屑量与较软材料的屈服极限(或硬度)成反比。在稳定磨损阶段下,粘着磨损产生的磨屑体积<sup>[17]</sup>为

$$\frac{V_0}{S} = k_w \frac{F_g}{H} \quad (6)$$

式中: $S$  为摩擦副触头滑动距离; $k_w$  为粘着磨损常数,需要在试验中测定; $H$  为材料硬度,受温度影响。定义摩擦副粘着磨损强度  $\sigma_m$ ,表示摩擦副在一定粘着磨损因子下的磨损程度:

$$\sigma_m = \frac{1}{z} \lambda_m f_m S = \frac{\lambda_m \mu H}{z k_w} \cdot \frac{V_0}{S_c} \quad (7)$$

式中: $z$  为安全系数,大于 1; $f_m$  为粘着磨损因子; $\lambda_m$  为材料的影响系数,与材料硬度有关,其计算

公式为<sup>[18]</sup>

$$\lambda_m = 6.233 \cdot e^{-\frac{43.89}{H}} \quad (8)$$

按照上述定义,当触头和盘面结构实际磨损程度超过指定失效磨屑量阈值所对应的 $\sigma_m^*$ 时,滑环失效,此时对应的摩擦副滑动距离即为滑环寿命时间内跑合的距离。在磨损过程中,触头和盘面在某一时刻获得的能量密度分别为总能量的一半,设盘面结构镀层磨去的厚度为 $\delta_d$ ,触头结构磨去厚度为 $\delta_c$ ,总磨损厚度为 $\delta$ ,根据能量守恒定律结合式(7)可得摩擦副触头滑动距离 $S$ 的表达式:

$$S = \frac{2\sigma_c\sigma_d}{\sigma_c + \sigma_d} \cdot \frac{S_c}{\mu F_g} \quad (9)$$

式中: $\sigma_c$ 与 $\sigma_d$ 分别为触头与汇流盘的粘着磨损程度,可由式(7)得出。由于摩擦副间是圆周滑动,根据圆周长公式,联立式(6)~式(9)进一步可得摩擦副运转圈数 $N$ 的表达式为

$$N = \frac{S}{C} = \frac{2\sigma_c\sigma_d}{\sigma_c + \sigma_d} \cdot \frac{S_c}{\mu F_g} \cdot \frac{1}{C} = \frac{\frac{2}{z} \cdot 6.233 e^{-\left(\frac{43.89}{H_c} + \frac{43.89}{H_d}\right)} H_c H_d}{e^{-\frac{43.89}{H_c} H_c} + e^{-\frac{43.89}{H_d} H_d}} \cdot \frac{V_0}{F_g C k_w} \quad (10)$$

式中: $C$ 为摩擦副旋转一周轨迹的周长; $H_c$ 、 $H_d$ 分别代表触头、汇流盘硬度值。

由公式可知,滑环的运转寿命与摩擦副接触面积、材料的硬度等密切相关,而摩擦副接触面积又受到摩擦副电流、温度、载荷等影响,综合考虑了多耦合场对滑环寿命的影响,在此基础上,结合磨屑失效阈值可对滑环进行寿命预估。

### 3 基于 Bootstrap 方法的特征参数估计

#### 3.1 Bootstrap 方法

Bootstrap 方法是一种常用的统计推断方法,目的是用现有的样本去模仿未知的分布,经典的 Bootstrap 方法是美国 Stanford 大学统计系教授 Efron 于 1979 年提出的,方法大致步骤如下:

1) 观测样本  $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$  的值为有限的总体样本,按其按自小到大的顺序排列,可得到样本的顺序统计量  $x_{(1)}, x_{(2)}, \dots, x_{(n)}$ ,式中: $x_{(1)} = \min_{1 \leq i \leq n} x_i, x_{(2)} = \text{second smallest } x_i, \dots, x_{(n)} = \max_{1 \leq i \leq n} x_i$ ,由此可构造原始样本的累积经验分布函数:

$$F_n(x) = \begin{cases} 0 & x < x_{(1)} \\ \frac{i}{n} & x_{(i)} \leq x < x_{(i+1)} \\ 1 & x \geq x_{(n)} \end{cases} \quad (11)$$

2) 据原始样本构造的经验分布函数,得到  $N$  组随机抽样集合  $X^{(k)} = \{x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, \dots, x_n^{(k)}\}, k = 1, 2, \dots, N, X^{(k)}$  称为 Bootstrap 子样。

3) 设参数  $\theta$  是样本总体的一个未知参数,  $F_n(x)$  为小子样试验样本得到的经验累积分布函数(样本量为  $n$ ),直接由  $F_n(x)$  运用参数估计方法得到的未知参数估计用  $\hat{\theta}(F_n)$  表示,这种估计的误差可表示为

$$T_n = \hat{\theta}(F_n) - \theta(F) \quad (12)$$

根据 Bootstrap 子样集合也可得到参数  $\theta$  的估计  $\hat{\theta}(F_n^{(k)})$ ,偏差可表示为

$$T_n^{(k)} = \hat{\theta}(F_n^{(k)}) - \theta(F) \quad (13)$$

式(13)中由于真实的  $\theta(F)$  无从得知,可用  $\hat{\theta}(F_n)$  代替  $\theta(F)$ ,得到  $T_n^{(k)}$  的近似表达式:

$$T_n^{(k)} \approx \hat{\theta}(F_n^{(k)}) - \hat{\theta}(F_n) \quad (14)$$

根据统计理论,用  $T_n^{(k)}$  分布逼近  $T_n$  分布,当得到大量  $\theta(F)$  样本后,运用这些样本即可统计求出参数  $\theta$  估计值的分布及其特征值。

#### 3.2 修正样本累积经验分布函数

由 3.1 节的步骤可知,Bootstrap 方法可通过大量的再生子样进行参数的估计,但其中采样方式具有一定的局限性,样本的累积经验分布函数将样本的取值范围限制在了  $[x_{(1)}, x_{(n)}]$  中,且样本的取值是离散的,对于连续取值的变量无法获取样本点之外的信息。针对这些问题,构造新的样本累积经验分布函数,采用对称分布(截断正态分布)修正样本点邻域的采样密度函数,具体做法如下:

1) 把观测样本  $x_1, x_2, \dots, x_n$ ,按照从小到大的顺序进行排列,得到样本的顺序统计量  $x_{(1)}, x_{(2)}, \dots, x_{(n)}$ ,对每个观测值  $x_{(i)}$  做如下邻域<sup>[12]</sup>:

$$U_1 = \left[ x_{(1)} - \frac{(x_{(2)} - x_{(1)})}{j}, x_{(1)} + \frac{(x_{(2)} - x_{(1)})}{j} \right] \quad (15)$$

$$U_i = \left[ x_{(i)} - \frac{(x_{(i)} - x_{(i-1)})}{j}, x_{(i)} + \frac{(x_{(i+1)} - x_{(i)})}{j} \right] \quad i = 2, 3, \dots, n-1 \quad (16)$$

$$U_n = \left[ x_{(n)} - \frac{(x_{(n)} - x_{(n-1)})}{j}, x_{(n)} + \frac{(x_{(n)} - x_{(n-1)})}{j} \right] \quad (17)$$

式中: $j$ 为控制系数( $j \geq 2$ ),系数值的大小控制着

每个抽样子区间的长度,值越大,区间长度越窄,抽取的新样本越集中在原始样本点的附近,当样本量较小时,宜取较小的  $j$  值,增大邻域区间的宽度,当样本量较大时,可适当增大  $j$  值。

2) 确定邻域指标  $P(U_i)$ ,其分布特性满足:

$$P(U_i = i) = \frac{1}{n} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (18)$$

3) 确定邻域内抽样的概率密度函数,每个邻域区间内部取值的概率密度函数都服从截断正态分布,截断的上下界即为上述邻域区间的左右端点值,从属于第  $i$  个邻域区间的随机变量  $x_i^*$  的概率密度函数为

$$f(x_i^*; \mu_i, \sigma_i, a_i, b_i) = \frac{\frac{1}{\sigma_i} \phi\left(\frac{x_i^* - \mu_i}{\sigma_i}\right)}{\Phi\left(\frac{b_i - \mu_i}{\sigma_i}\right) - \Phi\left(\frac{a_i - \mu_i}{\sigma_i}\right)} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (19)$$

式中:  $\mu_i$  为邻域区间的中心值,即自助样本的观测值;  $a_i$  与  $b_i$  分别对应各邻域区间的始末端点;  $\sigma_i$  为各邻域区间取值的标准差,依据原观测样本的样本容量大小和样本点数据经验给出,不同的标准差将反映自助样本对原样本的依赖程度高低;  $\phi(\cdot)$  与  $\Phi(\cdot)$  分别为标准正态分布的概率密度函数和标准正态分布的累积分布函数。

仿真产生服从这种改进经验累积分布函数  $F_n^*(x)$  的随机样本的方法如下:

1) 产生  $[0, n]$  区间的均匀分布的随机数  $\beta$ , 令  $i = \lfloor \beta \rfloor$ , 即本次抽样应在顺序统计量  $x_{(1)}, x_{(2)}, \dots, x_{(n)}$  的第  $i$  个邻域区间内进行采样。

2) 产生  $[0, 1]$  区间的均匀随机数  $\gamma$ , 记第  $i$  个邻域区间取值的概率密度函数  $f(x_i^*; \mu_i, \sigma_i, a_i, b_i)$  的累积概率分布为  $F(x_i^*; \mu_i, \sigma_i, a_i, b_i)$ , 则  $x_F = \text{arc } F(\gamma; \mu_i, \sigma_i, a_i, b_i)$  (20)

即为此次抽取的一个新数据样本。

3) 重复上述两步骤共  $n$  次,产生一组新样本记为  $X^{(1)} = \{x_1^{(1)}, x_2^{(1)}, \dots, x_n^{(1)}\}$ , 根据 3.1 节所述,共需抽取  $N$  组,从而得到  $N$  组随机抽样集合  $X^{(k)} = \{x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, \dots, x_n^{(k)}\}, k = 1, 2, \dots, N$ 。

#### 4 多场耦合模型的验证与寿命预估

为验证多场耦合摩擦磨损模型的合理性,得到合理的滑环寿命数据,将同型号的滑环进行跑合试验,对比磨屑值。

用于试验验证的滑环需进行两次跑合试验和一系列环模试验,试验的顺序一般为:大气跑合试验→加速度试验→冲击试验→正弦振动试验→随

机振动试验→热真空试验→真空跑合试验,两次跑合试验的参数见表 1。

将 5 组滑环进行大气条件下预跑合,跑合试验主要在常温、常压、空载条件下进行,跑合采用快速模式,正反转各跑合 24 h,每隔 12 h 变换一次跑合方向,并保证跑合过程中正反转累计跑合时间一致。跑合过程中主要检查产品正、反向运转是否正常,并持续监测产品的单刷通断测试数据,根据单刷通断数据判断滑环内部环刷接触状态是否良好。跑合结束时,需保证滑环产品正反转连续 12 h 均无断点,磨屑总量不大于 10 mg,且电压降和电噪声符合性能指标要求。

在产品完成力学试验和热真空试验后,在真空环节下进行产品的连续跑合,设置摩擦副接触载荷  $F_g$  的范围为 0.2 ~ 0.36 N,间距为 0.04 N,5 组滑环均在真空环境下累计运转 5 万转,跑合期间滑环正常通电,跑合过程中,连续监测产品的电性能、绝缘性能,跑合结束后利用精度优于 1 mg 的电子天平检测磨屑质量,磨屑实测质量分别为 1 112、1 192、1 230、1 280 mg 与 1 290 mg,利用电镜观察到触头磨损后表面形貌如图 2 所示。

将真空跑合的环境参数输入到多场耦合摩擦磨损模型中,同样设置运转 5 万转进行仿真试验,

表 1 滑环跑合试验参数

Table 1 Running-in test parameters of slip ring

参数	数值	
	大气跑合	真空跑合
温度	常温	(20 ± 5) °C
湿度	相对湿度不大于 50%	真空
压力	常压	真空度优于 1 × 10 <sup>-3</sup> Pa
通电情况	功率环和信号环全部通 0.25 A	功率环通 7 A, 信号环通 0.25 A
跑合速度	2 r/min	0.3 r/min
跑合时长	正反转各跑合 24 h	累计运转 5 万转

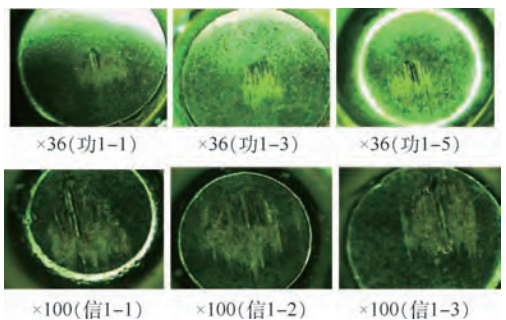


图 2 触头表面电镜形貌图

Fig. 2 Contact surface morphology by electron microscopy

所得磨屑结果与真实试验结果进行对比,对比结果如图3所示。由图可知,多场耦合摩擦磨损模型的计算结果与试验结果吻合程度高,最大偏差出现在0.36 N处,为52 mg,偏差仅为4.03%,其余波动均在合理范围内,可见模型的预测结果具有较高的合理性与准确性。

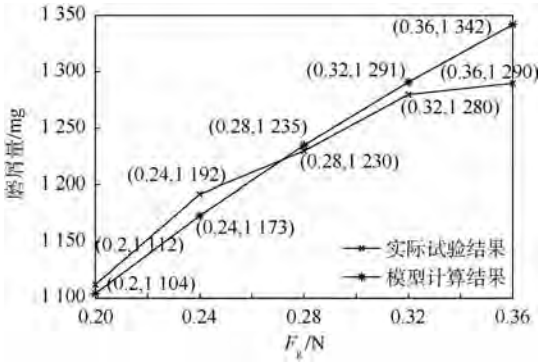


图3 试验结果与模型结果对比图

Fig. 3 Comparison between test results and model results

摩擦磨损模型建立了一定环境参数范围下滑环磨屑值和跑合圈数的数学模型,在实际运行过程中,滑环由于受到环境变量和滑环工艺参数波动的影响,磨屑阈值应在一定范围内小幅波动。某厂制造的某型号空间用盘式滑环,在指定工艺环境条件下,技术指标书中指定的失效阈值为1000 mg,为得到更加合理滑环的伪寿命值,设定模型磨屑阈值输入在950 ~ 1050 mg间随机波动。

其余参数的余量控制范围由该厂提供的技术指标书可得,为了简化参数波动对模型结果的影响,综合考虑参数本身加工精度、对寿命的影响程度,只设定接触载荷在一定范围内随机波动,环境参数设定如表2所示。

设定好环境和条件参数后,在磨屑阈值950 ~ 1050 mg之间抽取10000组随机阈值输入到模型中,得到的滑环跑合寿命分布图如图4所示,这里将转数寿命转化为在轨寿命,按低轨运行14.4 r/d折算。寿命的均值和标准差为:4280.9 d、123.2 d。

表2 模型部分输入参数

Table 2 Some of model input parameters

参数	设定值	参数	设定值
接触载荷	0.17 ~ 0.20 N	旋转半径	6.5 cm
功率电流	7 A	信号电流	0.25 A
汇流盘电阻率	$1.65 \times 10^{-8} \Omega \cdot m$	汇流盘角速度	0.6π rad/min

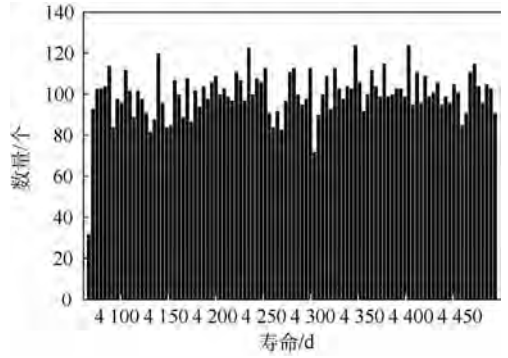


图4 模型寿命分布图

Fig. 4 Life distribution of model

## 5 特征参数估计与可靠性评估

卫星长寿命机电产品主要的寿命分布类型为威布尔分布和对数正态分布<sup>[19]</sup>,威布尔分布是可靠性中最常用的分布之一,其最大的特点在于,分布形状参数的不同能够拟合多种不同失效机理的分布,大量的实际经验说明<sup>[20-21]</sup>,凡是因某一局部失效而导致全局不能正常工作的原件、设备等,其寿命都可看成或近似看成威布尔分布,滑环本质上是机电部件,普遍认为其寿命服从威布尔分布。

### 5.1 威布尔分布参数特征值估计

运用修正后的累积经验分布函数进行 Bootstrap 采样,需要确定原始样本的数量,Bootstrap 方法很好地解决了样本量  $n \geq 10$  的小子样试验评估问题<sup>[22]</sup>,一般在10 ~ 15之间取值<sup>[23-25]</sup>,本文参照文献[25]的做法,取虚拟样本增广的样本数为13,即原始样本的数量为13。

与文献[23]经验公式不同,考虑到威布尔分布的偏态性,虚拟拓展的取值将不再是对称取值,考虑在寿命均值  $T_0$  的左侧取8个虚拟值,右侧取4个虚拟拓展值,记增广后的样本取值为  $T_i, i = 1, 2, \dots, 13$ ,根据文献[25],不妨  $T_1 = 0.42T_0, T_2 = 0.61T_0, T_3 = 0.63T_0, T_4 = 0.66T_0, T_5 = 0.7T_0, T_6 = 0.74T_0, T_7 = 0.92T_0, T_8 = 0.98T_0, T_9 = T_0, T_{10} = 1.08T_0, T_{11} = 1.26T_0, T_{12} = 1.39T_0, T_{13} = \sqrt{12T_0 + 12\sigma^2 - (T_1^2 + \dots + T_8^2 + T_{10}^2 + \dots + T_{12}^2)}$ ,代入寿命均值与标准差增广后的样本为{1799.3, 2611.4, 2738.5, 2842.5, 3006.6, 3196.4, 3954.4, 4190.4, 4280.9, 4624.2, 5411.6, 5982.4, 6214.1}。

针对增广后的寿命样本,运用改进后的 Bootstrap 理论进行参数特征值的估计,具体实现如下:

1) 先对原始的 13 个样本分别用威布尔分布和正态分布进行 Kolmogorov-Smirnov (K-S) 检验,观察原始样本的分布拟合情况,分布假设检验结果如表 3 所示。

表 3 中,  $h=0$  表示接受假设,  $h=1$  表示拒绝假设;  $p$  为服从假设的分布函数的概率;  $k$  为 K-S 检验的统计量;  $c'$  为是否显著的临界值, 当统计量不超过  $c'$  时, 接受假设, 反之拒绝。由检验结果可知, 原样本均接受威布尔分布和正态分布, 但威布尔分布的概率最高, 由此可确定虚拟增广的寿命样本服从威布尔分布, 符合预期, 进而得出样本的威布尔分布的形状参数为 3.2619, 尺度参数为 4374.1。得到服从威布尔分布的原始样本及参数估计后, 进行累积分布函数的构建。

2) 原始样本数量为 13, 因此每个样本点区间的取值概率  $P(U_i = i) = \frac{1}{13}, i = 1, 2, \dots, 13$ , 为扩大邻域的范围, 本文取邻域控制系数  $j=2$ , 根据式(15)~式(17)构建的样本邻域, 区间内采样概率服从截断正态分布, 截断正态的均值为扩充后的邻域区间中点, 即原样本点值, 分布标准差依据对原始样本点间距而定, 标准差表达式为

$$\sigma_i = \min \left\{ \frac{(x_{(i)} - x_{(i-1)})}{j}, \frac{(x_{(i+1)} - x_{(i)})}{j} \right\}$$

$$i = 2, 3, \dots, n - 1 \quad (21)$$

首末样本点的区间内部标准差取相应邻侧表达式值。

3) 构造样本累积经验分布函数后, 抽样产生 10000 组 Bootstrap 子样, 对得到的子样进行威布尔分布 K-S 检验, 结果表明所有子样都接受威布尔分布假设, 对每组子样进行威布尔分布参数估计, 由此可得威布尔两参数估计误差  $T_n^{(k)}$  的分布, 用  $T_n^{(k)}$  分布逼近  $T_n$  分布, 可得威布尔分布尺度参数  $\eta$  和形状参数  $m$  的概率密度分布图如图 5 和图 6 所示。

进而求得威布尔分布两参数的期望, 形状参数  $\bar{m} = 3.1723$ , 尺度参数  $\bar{\eta} = 4792.4$ 。

表 3 分布假设检验结果

分布类型	$h$	$p$	$k$	$c'$
威布尔分布	0	0.8449	0.1596	0.3614
正态分布	0	0.8398	0.1606	0.3614

## 5.2 滑环可靠性评估

根据 4.2 节求得的威布尔分布两参数, 代入威布尔分布的相关函数表达式, 可得滑环相关的可靠性指标如下:

1) 失效分布函数  $F(t)$  和失效密度函数  $f(t)$  分别为

$$F(t) = 1 - e^{-(t/\eta)^m} = 1 - \exp(-2.11 \times 10^{-12} \times t^{3.1723}) \quad (22)$$

$$f(t) = \frac{m}{\eta} \left( \frac{t}{\eta} \right)^{m-1} e^{-(t/\eta)^m} = 6.69 \times 10^{-12} \times t^{2.1723} \times \exp(-2.11 \times 10^{-12} \times t^{3.1723}) \quad (23)$$

由式(23)可得滑环失效分布密度函数曲线, 如图 7 所示。

2) 由式(22)得滑环的可靠度函数式(24), 可靠度函数的曲线如图 8 所示。

$$R(t) = 1 - F(t) = \exp(-2.11 \times 10^{-12} \times t^{3.1723}) \quad (24)$$

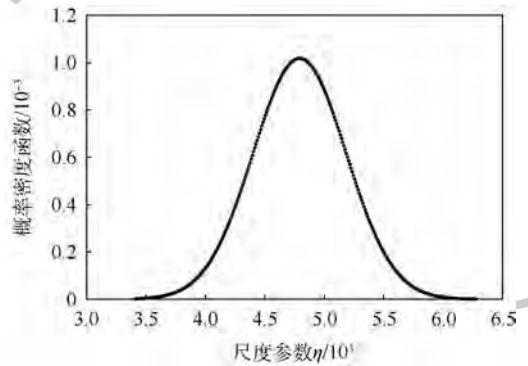


图 5 尺度参数  $\eta$  概率密度分布

Fig. 5 Probability density curves of scale parameter  $\eta$

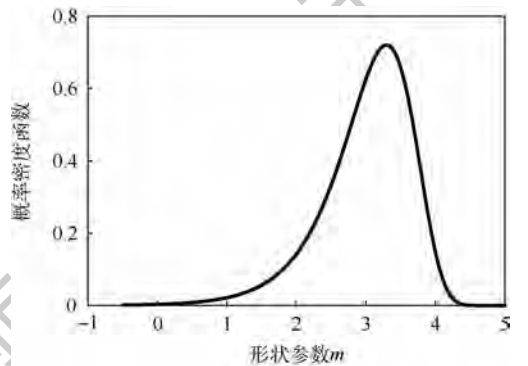


图 6 形状参数  $m$  概率密度分布

Fig. 6 Probability density curves of shape parameter  $m$

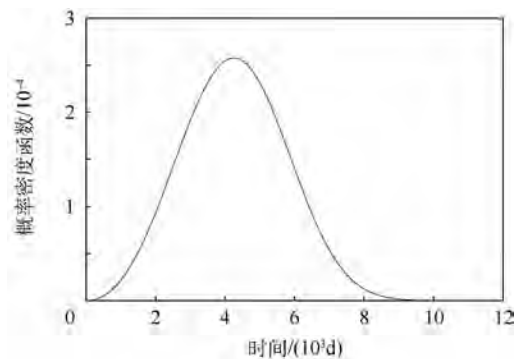


图 7 滑环概率密度函数曲线

Fig. 7 Probability density function curve of slip ring

由可靠性曲线可知,随着任务时间的增长,产品的可靠性呈现下降趋势,滑环寿命初期的可靠性较高,在该型号额定的任务时间5年(1825天)其可靠度为0.954,与设计要求0.998相差4.4%,评估效果较好;此外到2987天(8.18年)左右可靠度减至0.8,其后可靠度迅速递减,说明滑环是一个性能退化产品,在磨屑量增多情况下将加剧磨损,加速滑环的失效,和实际情况相符。

3) 滑环失效率函数为

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)} = 6.69 \times 10^{-12} \times t^{2.1723} \quad (25)$$

由此可得滑环失效率函数曲线如图9所示。由图9可知,滑环的失效率函数为递增型,在运行到6000天时,其失效率达到 $1.1 \times 10^{-3}$ 个/天,即表示每1000组该型号的滑环在本文设定的环境条件下工作6000天后,单位时间内失效的滑环为1.1个。在此时间节点前,各时刻滑环的失效率均低于 $1.1 \times 10^{-3}$ 个/天。由此可见,该型号滑环的可靠性较高。

4) 滑环的可靠寿命表达式为

$$t_R = \eta(-\ln R)^{1/m} = 4792.4 \times (-\ln R)^{3.1723} \quad (26)$$

式中: $R$ 为可靠度。

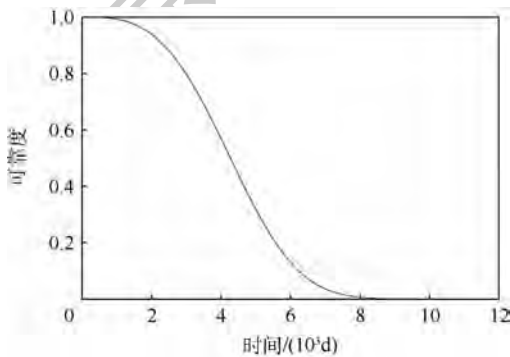


图8 滑环可靠度函数曲线

Fig. 8 Reliability function curve of slip ring

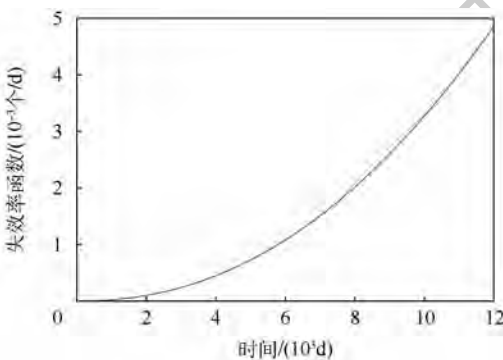


图9 滑环失效率函数曲线

Fig. 9 Failure rate function curve of slip ring

在实际工程应用中,可通过式(26)计算可靠度要求为 $R$ 时的可靠寿命 $t_R$ ,其代表着,要满足可靠度 $R$ ,当该型号滑环在文中所设的运行参数中连续运转 $t_R$ 后,不论失效与否,都应进行更换。由式(26)可得该批次滑环的中位寿命 $t_{0.5}$ 和特征寿命 $t_{0.368}$ 分别为

$$t_{0.5} = \eta(\ln 2)^{1/m} = 4269.5 \text{ d}$$

$$t_{0.368} = \eta(-\ln 0.368)^{1/m} = 4791.9 \text{ d}$$

由中位寿命 $t_{0.5}$ 可知,该滑环工作到4269.5天后,将约有一半的滑环失效。

## 6 对比分析

为了验证本文所提改进 Bootstrap 方法的优越性,与文献[23]所提的改进 Bootstrap 方法进行对比。根据文献[23]的改进思路,对累积分布函数的尾部运用指数分布进行拟合,拓宽右尾的采样范围,针对抽样样本的范围受限于原样本的最小次序统计量的问题,在次序统计量的最小值 $x_{(1)}$ 的左侧增设一个新样本,修正后的累积经验分布函数为

$$F_n(x) = \begin{cases} \frac{i}{n} + \frac{(x - x_i^*)}{n(x_{i+1}^* - x_i^*)} & x_i^* \leq x < x_{i+1}^* \\ 1 - \frac{l}{n} \exp\left(-\frac{x - x_{n-l}^*}{\varepsilon}\right) & x_{n-l}^* \leq x \end{cases} \quad i=0, 1, \dots, n-l-1 \quad (27)$$

式中: $l$ 表示从顺序统计量的倒数第 $l$ 个样本开始,用指数分布修正累积分布函数;参数 $\varepsilon$ 为

$$\varepsilon = \frac{1}{l} \left[ \frac{x_{n-l}^*}{2} + \sum_{i=n-l+1}^n (x_i^* - x_{n-l}^*) \right] \quad (28)$$

为了避免偶然性,采用威布尔分布随机数来验证两种改进方法的评估效果,仿真产生寿命分布服从 $m=3, \eta=4000$ 威布尔分布的13个随机数为 $\{1256.02, 2186.03, 2238.05, 2338.83, 2405.54, 2812.267994, 2894.59, 3195.05, 3310.01, 4461.38, 4966.09, 5108.06, 5113.49\}$ ,代入两个模型当中计算相应的威布尔参数估计值,选取抽样次数为10000,根据两方法得到的威布尔参数值,绘制各自的概率密度函数曲线如图10所示。

由图10结果可知,本文提出的截断正态分布拟合法得出的概率密度函数曲线形状和趋势更加贴近真实分布,采用指数分布构造样本的累积分布函数,极大地增广了抽样的右尾范围,但方法赋

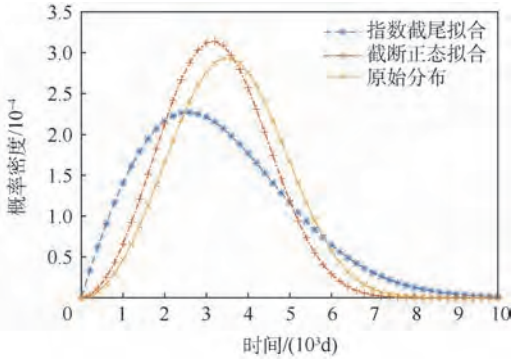


图 10 不同方法的估计结果

Fig. 10 Estimation result of different methods

予右尾区间的采样概率偏大,导致估计结果不理想,且方法在左尾新增样本的公式虽拓宽了样本的抽样下限,但主观性较大,不具有普适性,综上所述,本文所提的改进 Bootstrap 方法充分利用原始样本信息,有操作简单、估计精度高等优点。

## 7 结 论

1) 针对某型号滑环多场耦合的环境特点,建立滑环摩擦副磨损物理模型,量化了多场环境对滑环磨损的影响,并针对模型进行了试验验证,结果表明,模型在一定环境参数范围内,跑合圈数最大偏差为 4.03%,对该型号滑环的寿命预估结果精度较高。

2) 构造了新的样本累积经验分布函数,改进原 Bootstrap 方法,拓展抽样区间范围,包括样本点附近的数据以及样本极值点,对滑环寿命数据进行样本增广,对比分析表明,改进 Bootstrap 方法具有良好的评估效果,具有实用强、估计精度高等优点。

3) 由改进 Bootstrap 方法得到的寿命分布参数值,对滑环进行可靠性评估,得到的任务时间内可靠度估计偏差为 4.4%,评估结果较为准确,方法得到的其他各项可靠性指标均符合工程实际,具有一定的工程应用价值。

## 参考文献 (References)

[ 1 ] HUANG S, FENG Y, LIU H, et al. Electrical sliding friction and wear properties of Cu-MoS<sub>2</sub>-graphite-WS<sub>2</sub>, nanotubes composites in air and vacuum conditions [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2013, 560(2): 685-692.

[ 2 ] 刘军涛. 导电滑环接触材料摩擦磨损特性研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2013: 41-43.

LIU J T. Research on the friction and wear characteristic of contact materials for the conductive slip ring [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013: 41-43 (in Chinese).

[ 3 ] DING T, CHEN G X, ZHU M H, et al. Influence of the spring

stiffness on friction and wear behaviours of stainless steel/copper-impregnated metallized carbon couple with electrical current [J]. *Wear*, 2009, 267(5): 1080-1086.

- [ 4 ] XIE X L, ZHANG L, XIAO J K, et al. Sliding electrical contact behavior of AuAgCu brush on Au plating [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2015, 25(9): 3029-3036.
- [ 5 ] MONNIER A, FROIDUROT B, JARRIGE C, et al. A mechanical, electrical, thermal coupled-field simulation of a sphere-plane electrical contact [J]. *IEEE Transactions on Components & Packaging Technologies*, 2007, 30(4): 787-795.
- [ 6 ] 于艳艳. 风电滑环接触材料加速摩擦磨损试验研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2016: 47-50.
- YU Y Y. Test on the accelerated friction and wear of contact materials for the wind energy slip ring [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016: 47-50 (in Chinese).
- [ 7 ] GRANDIN M, WIKLUND U. Wear and electrical performance of a slip-ring system with silver-graphite in continuous sliding against PVD coated wires [J]. *Wear*, 2016, s348-349: 138-147.
- [ 8 ] KOBAYASHI T, SAWA K, ENDO K, et al. A study of sliding characteristics of small-size slip-ring system for electric power supply [C] // 2007 IEEE Holm Conference on Electrical Contacts. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 194-199.
- [ 9 ] 杨兆军, 李洪洲, 陈传海, 等. 考虑定时截尾数据的数控机床可靠性 Bootstrap 区间估计方法 [J]. *机械工程学报*, 2017, 53(7): 129-137.
- YANG Z J, LI H Z, CHEN C H, et al. Bootstrap interval estimation of reliability for numerical controlled machine tools considering the time-censored data [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2017, 53(7): 129-137 (in Chinese).
- [ 10 ] 吴云洁, 王建敏, 杨文光. 基于小样本的试验系统可信度评估方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(9): 1911-1917.
- WU Y J, WANG J M, YANG W G. Approach of credibility evaluation for testing system with small samples [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(9): 1911-1917 (in Chinese).
- [ 11 ] 黄玮, 冯蕴雯, 吕震宙. 基于 Bootstrap 方法的小子样试验评估方法研究 [J]. *机械科学与技术*, 2006(1): 31-35.
- HUANG W, FENG Y W, LU Z Z. Study on small scale sample test estimation method based on bootstrap method [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2006(1): 31-35 (in Chinese).
- [ 12 ] 刘建, 吴翊, 谭璐. 对 Bootstrap 方法的自助抽样的改进 [J]. *数学理论与应用*, 2006, 26(1): 69-72.
- LIU J, WU Y, TAN L. An Improvement to the resampling procedure of Bootstrap method [J]. *Mathematical Theory and Applications*, 2006, 26(1): 69-72 (in Chinese).
- [ 13 ] 邹艳, 罗文强. 改进的 Bootstrap 方法对比及应用研究 [J]. *应用数学*, 2008, 21(S1): 62-66.
- ZOU Y, LUO W Q. Comparative study and application of improved Bootstrap method [J]. *Mathematica Applicata*, 2008, 21(S1): 62-66 (in Chinese).
- [ 14 ] 李超, 王学强, 戴飞, 等. 空间滑环磨屑特征与可靠性设计 [J]. *电子产品可靠性与环境试验*, 2018, 36(2): 1-5.
- LI C, WANG X Q, DAI F, et al. The debris characteristics and

- reliability design of aerospace slip ring[J]. *Electronic Product Reliability and Environmental Testing*, 2018, 36(2): 1-5 (in Chinese).
- [15] HENNESSY R P, MCGRUER N E, ADAMS G G. Modeling of a thermal-electrical-mechanical coupled field contact[J]. *Journal of Tribology*, 2012, 134(4): 041402-041410.
- [16] 王天壹, 宣益民. 热辐射对气膜冷却叶片冷却性能影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(8): 1801-1810.  
WANG T Y, XUAN Y M. Effect of thermal radiation on the heat transfer performance of a film cooling vane[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(8): 1801-1810 (in Chinese).
- [17] 李聪波, 何娇, 杜彦斌, 等. 基于 Archard 模型的机床导轨磨损模型及有限元分析[J]. *机械工程学报*, 2016, 52(15): 106-113.  
LI C B, HE J, DU Y B, et al. Archard model based machine tool wear model and finite element analysis[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2016, 52(15): 106-113 (in Chinese).
- [18] 周文韬. 导电滑环的接触力学特征与磨损寿命分析[D]. 湘潭: 湘潭大学, 2014: 30-35.  
ZHOU W T. Analysis of the characteristics of contact mechanics and wear life of slip ring with electrical contact[D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2014: 30-35 (in Chinese).
- [19] 刘强. 基于失效物理的性能可靠性技术及应用研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2011: 6-8.  
LIU Q. Research on the performance reliability technology and the application based on physics of failure[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 6-8 (in Chinese).
- [20] 刘强, 黄秀平, 周经伦, 等. 基于失效物理的动量轮叶片斯可靠性评估[J]. *航空学报*, 2009, 30(8): 1392-1397.  
LIU Q, HUANG X P, ZHOU J L, et al. Failure-physics-analysis-based method of Bayesian reliability estimation for momentum wheel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(8): 1392-1397 (in Chinese).
- [21] 王大伟, 苗学向, 洪杰. 某发动机涡轮叶片使用寿命可靠性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(8): 903-907.  
WANG D W, MIAO X W, HONG J. Reliability lifetime analysis of the turbine blade of turbofan engine[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(8): 903-907 (in Chinese).
- [22] EFRON B, TIBSHIRANI R J. *An Introduction to the Bootstrap* [M]. London: Chapman and Hall, 1993.
- [23] 黄玮, 冯蕴雯, 吕震宙. 极小子样试验的虚拟增广样本评估方法[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(3): 384-387.  
HUANG W, FENG Y W, LU Z Z. Virtually expanded sample estimation method for extremely small-scale sample test[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(3): 384-387 (in Chinese).
- [24] 马宇鹏, 张建国, 邱继伟. 基于 Bootstrap-SVR-SOC 的小子样结构机构可靠性分析方法[J]. *北京邮电大学学报*, 2018, 41(4): 81-85.  
MA P Y, ZHANG J G, QIU J W. Reliability analyzing method of small sample structures and mechanisms based on Bootstrap-SVR-SOC[J]. *Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications*, 2018, 41(4): 81-85 (in Chinese).
- [25] 蒋喜, 刘宏昭, 刘丽兰, 等. 基于伪寿命分布的电主轴极小子样可靠性研究[J]. *振动与冲击*, 2013, 32(19): 80-85.  
JIANG X, LIU H Z, LIU L L, et al. Extremely small-scale sample's reliability of an electric spindle based on distribution of false lifetime[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2013, 32(19): 80-85 (in Chinese).

#### 作者简介:

刘贤军 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 质量与可靠性、摩擦学。

余建波 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 质量与可靠性、设备智能维护、生产与服务系统设计。

## Reliability evaluation of slip ring based on multi-field coupling modeling and Bootstrap method

LIU Xianjun<sup>1</sup>, SUN Yuanhang<sup>1</sup>, WANG Yongsong<sup>2</sup>, SHI Yingying<sup>2</sup>, SUN Xiwu<sup>2</sup>, YU Jianbo<sup>1,\*</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Tongji University, Shanghai 201804, China;

2. Shanghai Aerospace Equipment Manufacturing Factory Co., Ltd., Shanghai 200245, China)

**Abstract:** The aerospace electric slip ring is a core component of the satellite solar battery array drive assembly. Its reliability is related to the satellite life. Due to the high cost of the space slip ring life test, the long test period and the small amount of sample data, it is difficult to obtain the large-size sample life data. Thus, it is difficult to conduct reliability evaluation using traditional statistical method. In order to solve these issues above, this paper proposes a reliability evaluation method based on friction and wear model. The Hertz theory and heat transfer method are used to calculate the contact area and temperature rising in the process of the friction pair wear, respectively. The effect of thermoelectric multi-field coupling on the friction pair wear is quantified. A multi-physics coupled wear model based on adhesive wear is established. The parameters of slip ring life distribution are estimated using improved Bootstrap method with the life data obtained from the multi-physics coupled wear model. Finally, a series of slip ring reliability indicators are obtained combined with the conventional reliability prediction method. The method comparison results indicate that the improved Bootstrap method provides not only high evaluation accuracy, but also weak subjectivity and flexible applicability. The method evaluation results show that all reliability indicators obtained from the proposed method are in line with the engineering reality, which have powerful application values in practical engineering.

**Keywords:** space slip ring; multi-field coupling modeling; life prediction; Bootstrap method; reliability evaluation

**Received:** 2019-03-18; **Accepted:** 2019-06-21; **Published online:** 2019-07-02 10:39

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1536.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190701.1536.006.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (71777173); Major Process Special Research Project of Group Company (ZDGY2016-15)

\* **Corresponding author.** E-mail: jbyu@tongji.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0117



# 耗氧型惰化系统反应器性能理论

谢辉辉<sup>1</sup>, 冯诗愚<sup>1,\*</sup>, 彭孝天<sup>1</sup>, 潘俊<sup>2</sup>, 王洋洋<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 航空学院 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团有限公司 南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 211106)

**摘 要:** 为了研究耗氧型燃油惰化系统中反应器的工作特性,在 Fluent 17.0 软件多孔介质模型基础上以用户自定义变量(UDS)形式添加固相能量方程来建立气-固两相耦合传热的两温度反应器模型,以大庆 RP-3 燃油为对象并通过实验测试了其反应动力学方程,然后以用户自定义函数(UDF)源项的形式添加化学反应,对反应器进行了仿真。研究了不同工况对反应器惰化效率的影响,以及反应器在惰化过程中的内部温度及 RP-3 浓度变化特性。结果显示:反应物浓度对转化率的影响与氧浓度饱和值有关系,在没有额外冷却的情况下反应器会飞温,化学反应主要发生在反应器的后半段,且靠近反应器轴线处。因此在未来设计反应器时,应当考虑额外冷却措施以防止飞温,使催化床温度均匀分布来提高反应器工作效率。

**关键词:** 催化燃烧; 反应器; 燃油箱; 惰化系统; RP-3

**中图分类号:** V224<sup>+</sup>.2

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2312-08

燃油箱的防火抑爆能力不仅关系到飞机生存能力和易损性,同时也关系到飞机利用率、成本和乘客生命安全<sup>[1]</sup>。因此,无论对于军机还是民机,都必须采用有效措施来防止油箱燃爆事故发生。从 20 世纪 70 年代后期,通过机载设备制取惰化气体的机载惰化技术发展十分迅速,相对于携带惰化气体方式而言,后勤保障要求低,且能实现飞行过程中始终保持低于支持燃油燃烧的极限氧浓度,但该系统需要大量引气,膜分离组件成本昂贵、寿命低。

作为世界航空技术的最前沿阵地,美国的相关科研机构和厂商一直致力于研究新型的燃油箱防爆技术,以克服中空纤维膜应用的不足,例如冷却惰化技术<sup>[2]</sup>、吸附惰化<sup>[3]</sup>、耗氧型惰化<sup>[4]</sup>,而耗氧型惰化由于其流程简单、效率高,被认为是下一代最可能得到实际应用的新型惰化系统,其代表性的技术有派克宇航公司的绿色催化惰化技术和

霍尼韦尔公司的蒸发催化惰化技术<sup>[5-8]</sup>。2013 年,美军成功地在 UH-60(黑鹰)上进行了绿色惰化技术的试飞验证,也在美国联邦航空管理局(FAA)大西城实验室的环境模拟仓进行了全飞行包线模拟<sup>[9-10]</sup>,并计划于 2020 年后向市场推广。

为了突破国外技术壁垒,南京机电液压工程研究中心和南京航空航天大学从 2014 年开始,率先在国内对新型惰化技术展开了研究,在国外绿色惰化技术的基础上,提出了一种 3CIS 惰化技术(low temperature Controllable oxygen Consumed Catalytic Inerting System),其原理是将油箱上部燃油蒸汽混合物预热后通入反应器,在催化剂的作用下,燃油蒸汽被氧化成水和二氧化碳,氧气被消耗,反应后的低氧含量气体再次被送入油箱上部,从而降低燃油箱气体中的氧含量,达到惰化的目的。

收稿日期: 2019-03-20; 录用日期: 2019-05-18; 网络出版时间: 2019-07-12 10:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.002.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金; 江苏省研究生科研与实践创新计划(KYCX19\_0198); 江苏高校优势学科建设工程

\* 通信作者. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 谢辉辉, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 耗氧型惰化系统反应器性能理论[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2312-2319.  
XIE H H, FENG S Y, PENG X T, et al. Theoretical of reactor performance in oxygen consumption based inerting system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2312-2319 (in Chinese).

反应器作为 3CIS 系统核心部件,对惰化效率有很大影响。催化燃烧的反应器常见有固定床、蜂窝陶瓷载体、金属基载体几种<sup>[11]</sup>,后两种的催化剂为一块整体,在载体中有许多微小通道,催化剂活性成分负载在通道上,接触面积大、催化效率高、压降低<sup>[12]</sup>,但其设计难度大。固定床式反应器中填充有催化剂颗粒,结构简单、可靠性强,因此也被广泛使用,但是由于导热性差的非金属氧化物构成的催化剂载体之间为点接触,所以床层间的导热性差,可能会产生飞温现象。

与化学工业中反应器不同的是,后者通常工作在稳定工况下,高效率是其追求的主要指标,而产物的温度、设备的重量体积等则为次要指标。但是 3CIS 系统中,由于氧气在惰化过程中不断被消耗,燃油蒸汽浓度又与油箱温度和载油量有关,所以进口反应物组成在整个惰化过程中变化极大,为了消除对燃油箱的潜在安全隐患,因此保证反应器出口气体温度在燃油自燃温度以下是设计的主要指标,而重量和尺寸的要求也十分严格,但是对效率的追求则是次要指标。

由于反应器中存在催化反应、气体流动和传热等复杂因素的耦合,且 3CIS 系统中反应器尺寸较小,如果通过实验测量内部参数变化和温度分布难度和代价较大。随着计算机的发展,CFD 作为一种有效科学的手段早已经广泛应用于反应器的仿真。Benedettoa 等<sup>[13]</sup>建立了二维的甲烷催化燃烧 CFD 模型,并耦合了流体流动与化学反应过程来讨论不同压力对反应速率、甲烷转化率以及反应器内温度的影响。Smith 等<sup>[14]</sup>利用 Fluent 建立了低温水气变换反应固定床模型,对 4 种不同的化学反应动力学进行模拟,但是这些模拟中认为催化剂固相和气体始终处于热平衡状态,这与实际过程存在一定差异。Gao 等<sup>[15]</sup>对固定床反应器中流动行为及一氧化碳生成草酸二乙酯(DEO)的催化反应进行模拟研究,并采用两温度多孔介质模型,结果表明预测结果与实验重合度较热平衡模型高。

本文首先通过实验测量了催化剂反应速率随温度和物料浓度的变化关系,基于阿伦尼乌斯关系式回归出相关系数,然后通过用户自定义变量(UDS)添加固相能量方程,用户自定义函数(UDF)添加催化反应,采用多孔介质两温度模型对 3CIS 系统中的反应器在不同燃油蒸汽浓度、不同流速下的内部温度分布、出口产物组成、反应器效率等进行了模拟分析。

## 1 催化剂性能测试实验

催化剂的性能需要通过实验的方式进行测定,图 1 给出了实验流程图,采用微量注射泵将燃油注入混合器中,通过调整 3 种气体的流量,来调节反应气体的浓度,并在混合器中与燃油混合,在加热器中将其温度调整至所需的温度后进入石英反应器,反应后的产物通过离子火焰检测器和气相色谱来检定其成分。

在石英反应器内,催化剂的装填量为 5 mL,反应气体流量为 5000 mL/min,空速为 60000 h<sup>-1</sup>,压力为常压,RP-3 浓度保持 0.48%,改变氧气浓度为 2%、4.5%、7.5%、10%、12.5% 和 15%,分别测试反应温度为 170、180、190 和 200℃ 时的反应速率。由于催化剂用量非常少,反应器直径很小,可认为不存在纵向和横向的温度梯度和反应物的浓度梯度,测试结果如图 2 所示,当氧气浓度低于 10% 时,反应速度与氧气浓度呈近似线性关系,当氧浓度高于 10% 时,反应速率与氧气浓度几乎无关。

控制氧气浓度为 10%,调整 RP-3 浓度为 0.13%、0.26%、0.48%、0.7%、0.9% 和 1.5%,测试结构如图 3 所示,从图中可见,在实验温度范围内反应温度为 170、180、190 和 200℃ 时的反应速率随燃油浓度增加而线性上升,属一级依赖关系。

采用阿伦尼乌斯公式,联立图 2 和图 3 数据求出活化能、指数前因子,得到反应动力学方程为

$$R_i = \begin{cases} 6.84 \times 10^8 e^{-\frac{4.95 \times 10^7}{RT}} C_{RP-3} C_{O_2} & X_{O_2} \leq 10\% \\ 1.85 \times 10^6 e^{-\frac{4.95 \times 10^7}{RT}} C_{RP-3} & X_{O_2} > 10\% \end{cases} \quad (1)$$

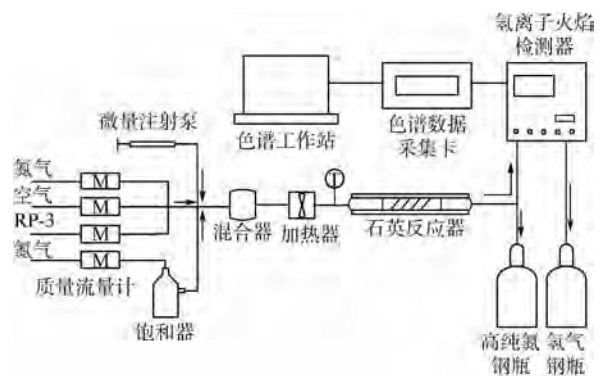


图 1 催化剂性能测试实验

Fig. 1 Catalyst performance test experiment

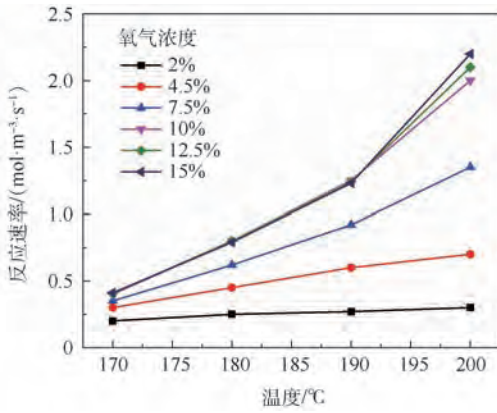


图2 不同氧气浓度下反应速率随温度变化

Fig. 2 Variation of reaction rate with temperature at different oxygen concentrations

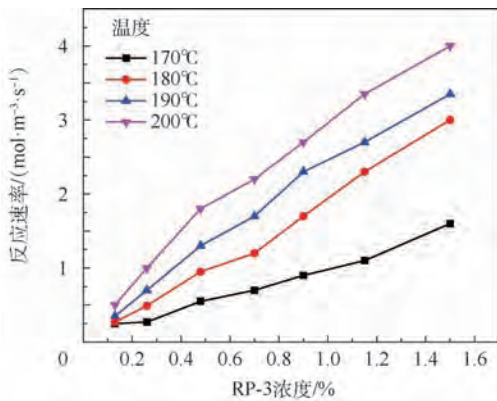


图3 不同温度下反应速率随 RP-3 浓度变化

Fig. 3 Variation of reaction rate with RP-3 concentration at different temperatures

式中:  $C_{RP-3}$  为 RP-3 的物质的量浓度;  $C_{O_2}$  为氧气的物质的量浓度;  $X_{O_2}$  为氧气体积分数;  $R_r$  为 RP-3 的反应速率;  $R$  为理想气体常数;  $T_r$  为气相温度。

## 2 物理模型及控制方程

### 2.1 物理模型

反应器结构和尺寸如图 4 所示, 内部空间分为 3 个部分, 其中中间为颗粒状催化剂随机堆积而成的催化床层。

从燃油箱中抽出的燃油蒸汽混合物被加热

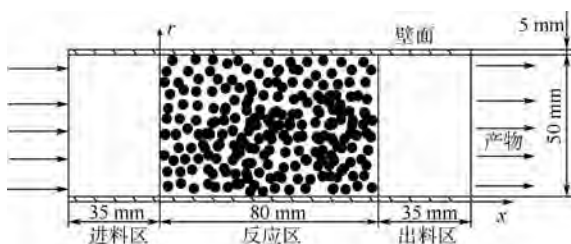
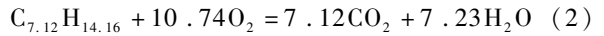


图4 催化反应器结构

Fig. 4 Catalytic reactor structure

后进入反应器在催化床层中发生化学反应生成水蒸气和二氧化碳, 并释放热量。RP-3 燃油其氢质量分数为 14.46%, 分子式可简化为  $C_{7.12}H_{14.16}$ , 分子量为 141 g/mol, 其化学反应方程为



燃烧热值为 43.53 MJ/kg。反应器内部主要参数由表 1 列出。

表 1 反应器催化床主要参数

Table 1 Main parameters of reactor catalytic bed

参数	数值
比热容/( $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$ )	600
密度/( $kg \cdot m^{-3}$ )	2800
导热系数/( $W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$ )	0.16
直径/mm	3.5
孔隙率	0.38

### 2.2 控制方程和边界条件

本研究中, 对反应器模型提出以下几点假设。

1) 由于催化剂颗粒的直径很小, 将反应器催化床孔隙率视为常值, 并且催化剂内化学性质均一, 将模型简化为拟均相模型。

2) 催化床为多孔介质, 添加动力阻力项。

3) 反应气体为不可压缩气体, 适用理想气体方程。

4) 由于化学反应发生在催化剂颗粒表面以及内部孔隙中, 认为化学反应热全部由固相吸收, 通过气固相传热达到平衡。

5) 采用气-固相局部热平衡, 在多孔介质中添加固体能量方程和热传递方程。

6) 反应物的体积力对流场分布影响小, 因此可忽略不计。

在仿真中采用 Fluent 17.0 多孔介质模型来简化反应器床层复杂无规律的空隙通道, 实际上是给气体添加额外的动量源项来表征催化剂颗粒给气体带来的阻碍作用。采用 UDS 在多孔介质区域添加固相能量方程, 化学反应通过 UDF 给对应的组分添加质量源项表征化学反应中各组分浓度的变化, 化学反应热以能量源项形式添加给固相能量方程, 并通过传热作用将热量传递给气相。以下为多孔介质区域主要控制方程。

气相质量守恒:

$$\nabla \cdot (\gamma \rho_g \mathbf{v}) = 0 \quad (3)$$

式中:  $\gamma$  为催化床孔隙率;  $\rho_g$  为气相密度;  $\mathbf{v}$  为气体速度。

气相动量方程为

$$\nabla \cdot \gamma \rho_g \mathbf{v} \mathbf{v} = -\nabla P + \nabla \cdot (\gamma \boldsymbol{\tau}) - S \quad (4)$$

式中:  $\boldsymbol{\tau}$  为剪切应力;  $P$  为气相压力;  $S$  为动量源项, 表达式为

$$S = 150 \frac{150\mu_g}{d_p^2} \cdot \frac{(1-\gamma)^2}{\gamma^3} \mathbf{v} + \frac{1.75\rho_g}{d_p} \cdot \frac{(1-\gamma)}{\gamma^3} |\mathbf{v}| \mathbf{v} \quad (5)$$

式中: $\mu_g$  为气体动力黏度; $d_p$  为催化剂颗粒直径。

气相状态方程为

$$P = \rho_g RT_f \sum_i^N \frac{Y_i}{M_i} \quad (6)$$

式中: $Y_i$  为气相第  $i$  组分质量分数; $M_i$  为气相第  $i$  组分摩尔质量。

组分运输方程为

$$\nabla \cdot (\gamma \rho_g \mathbf{v} Y_i) = -\gamma \nabla \cdot \mathbf{J}_i + R_i \quad i \in [1, N_r] \quad (7)$$

式中: $R_i$  为第  $i$  组分的质量源项; $N_r$  为组分的序号; $\mathbf{J}_i$  为气相第  $i$  组分的质量扩散:

$$\mathbf{J}_i = -\left(\rho_g D_{i,m} + \frac{\mu_i}{Sc_i}\right) \nabla Y_i \quad (8)$$

其中: $D_{i,m}$  为气相第  $i$  组分质量扩散系数; $\mu_i$  为湍流黏度; $Sc_i$  为湍流施密特数。

气相能量方程为

$$\gamma(\rho_g C_{p,g}) \frac{\partial T_f}{\partial t} + \nabla \cdot [\gamma \mathbf{v} (\rho_g E_f + P)] = \nabla \cdot [k_f \nabla T_f - (h_i \mathbf{J}_i) + (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v})] + h_v (T_s - T_f) \quad (9)$$

式中: $E_f$  为气体能量; $k_f$  为气相导热系数; $T_s$  为固相温度; $C_{p,g}$  为气相比热容; $h_i$  为气相第  $i$  组分焓变; $h_v$  为气固相对流传热系数。

固相能量方程为

$$(1-\gamma)(\rho_s C_{p,s}) \frac{\partial T_s}{\partial t} = \nabla \cdot (1-\gamma) k_s \nabla T_s - h_v (T_s - T_f) + \Phi_R \quad (10)$$

式中: $\rho_s$  为固相密度; $k_s$  为固相导热系数; $\Phi_R$  为化学反应放热; $C_{p,s}$  为固定相比热容。

气固相对流传热系数为

$$\begin{cases} h_v = Nu_r k_g / d_p^2 \\ Nu_r = 2 + 1.1 Pr^{1/3} Re^{0.6} \\ Pr = C_{p,g} \mu_g / k_g \\ Re = \rho_g \mathbf{v} D_b \mu_g \end{cases} \quad (11)$$

式中: $D_b$  为反应器管径; $Re$  为雷诺数; $Nu_r$  为努塞耳数; $Pr$  为普朗特数; $k_g$  为气相导热系数。

Guardo 等<sup>[16]</sup> 在 Fluent 6.0 平台上使用 5 种不同的湍流模型: Spalart-Allmaras 模型,  $k-\omega$  模型, 标准  $k-\varepsilon$  模型, Realizable  $k-\varepsilon$  模型和 RNG  $k-\varepsilon$  模型来研究湍流模型对固定床壁面传热的影响, 研究表明使用 Spalart-Allmaras 模型更真实反映气体在复杂的床层间流动情况。湍流方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho_g \tilde{\nu} \mu_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[ \frac{\partial}{\partial x_i} \left( (\mu_g + \rho_g \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho_g \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (12)$$

式中: $\tilde{\nu}$  为湍流运动黏度; $\mu_i$  为速度分量; $G_v$  为湍流黏性产生项; $Y_v$  为由于壁阻塞与黏性阻尼产生的湍流黏度减小项; $\sigma_v$  和  $C_{b2}$  为常数。

在入口处使用质量流量入口边界条件, 规定了入口气体的质量流量、温度、各组分摩尔分数、压力, 出口采用压力出口边界条件。

壁面条件采用对流传热边界条件, 认为惰化系统中环境温度为  $40^\circ\text{C}$ , 反应器外壁面对对流传热系数为  $50 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

### 3 仿真结果与分析

#### 3.1 网格无关性验证

反应器采用轴对称模型, 将三维模型简化为二维。为了证明网格的数量满足仿真要求, 分别采用 5 套不同网格来计算气体通过反应器产生的压降, 结果如图 5 所示。75 × 150 网格数量已满足要求, 因此采用此数量网格进行仿真。

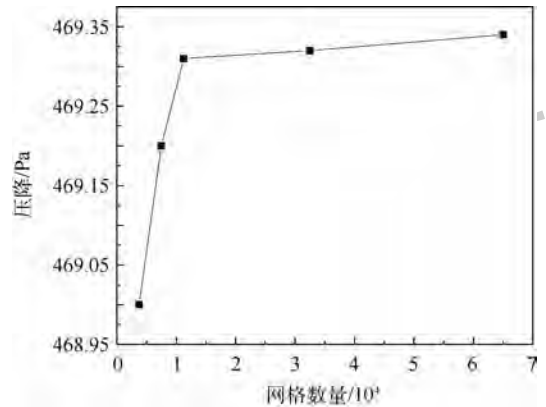


图 5 网格数量与反应器压降关系

Fig. 5 Relationship between number of grids and reactor pressure drop

#### 3.2 反应器静态特性

改变反应器进口氧气浓度与 RP-3 浓度, 固定气体流速为  $1 \text{ m/s}$ , 反应温度为  $210^\circ\text{C}$ , 得到不同操作条件下的 RP-3 转化率, 如图 6 所示。由图 6 可知, 在相同 RP-3 浓度下, 增大氧气浓度, 转化率也随之增加, 当氧气浓度大于某个值时, 转化率不再随着氧气浓度增加而增加 (将这个值命名为氧浓度饱和值)。在 RP-3 浓度为  $0.13\% \sim 0.48\%$  条件下, 氧浓度饱和值大约在  $12\%$  左右, 而随着 RP-3 浓度增加, 氧浓度饱和值会增加。在小于不同 RP-3 浓度对应饱和值的氧气浓度区间内, 如图中氧气浓度为  $6\% \sim 10\%$  时, 对于相同氧浓度值, 增加 RP-3 浓度会降低转化率; 而在大于 RP-3 浓度对应饱和值的氧气浓度区间内, 有相反的特性。

固定 RP-3 浓度为  $0.26\%$ , 氧气浓度为  $15\%$ ,

改变温度与气体流速得到图7数据。可知在不同气体流速下,随着温度增加转化率增加率不同。流速较小时温度对转化率的促进作用要强于流速较大时;RP-3转化率随反应温度增加而增加,当反应温度在240℃以上时,RP-3转化率增加缓慢甚至几乎不变,由于催化剂设计时希望最佳工作温度不超过200℃左右且反应动力学方程主要由170~200℃工况下的实验数据拟合,对于阿伦尼乌斯公式拟合的反应动力学方程其仿真结果在温度较高时误差有所增大,因此其表现为反应当温度远离200℃时,温度对化学反应的促进作用衰减。

化床轴向气固温度。图11给出了3个时刻的RP-3浓度沿反应器轴向变化曲线。图12、图13分别给出了0~120s时间内催化床3个截面的气相平均温度及RP-3浓度变化曲线。

由图10和图11可以看出,由于反应热被固相吸收,固相温度大于气相温度。40s时刻由于催化床温度较低,反应较为缓慢,RP-3转化率低;到了80s时刻反应加剧,温度沿着床层迅速增加,轴线上的RP-3被完全消耗,热点位于催化床后端;120s时刻,由于反应器催化床的导热性差,催化床后端温度持续上升,催化床前后温差巨大。由图12得出反应器出口温度在80s后增加迅速,出现飞温现象。由图13可以看出,反应器在 $X=0.075$ m处转化率一直处于较低水平,即反应

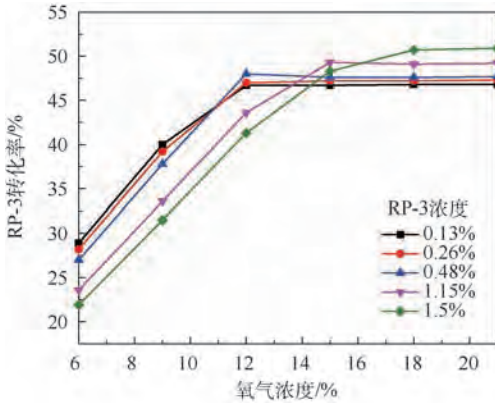


图6 RP-3转化率与反应物浓度关系

Fig. 6 Relationship between RP-3 conversion rate and reactant concentration

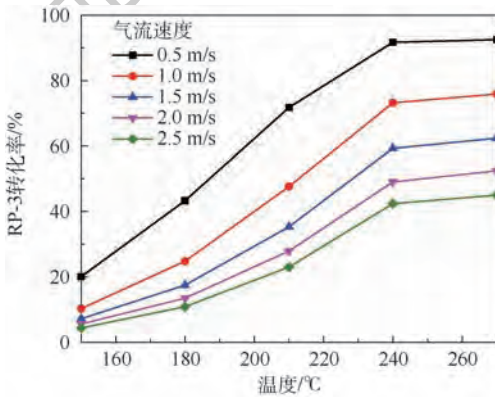


图7 不同气流速度下RP-3转化率与温度关系

Fig. 7 RP-3 conversion rate versus temperature at different gas velocities

### 3.3 反应器内温度及各组分浓度动态特性

假设进入反应器的燃油蒸汽混合物被预热到150℃,赋予反应器初始温度150℃,RP-3浓度为0.26%,氧气浓度为15%,气体流速为1m/s,研究反应器被充分预热后其内部气-固相温度及RP-3浓度变化过程。图8和图9分别给出了反应器在80s时刻的气体温度云图以及RP-3浓度云图。图10出了 $t=40,80,120$ s时刻对应的催

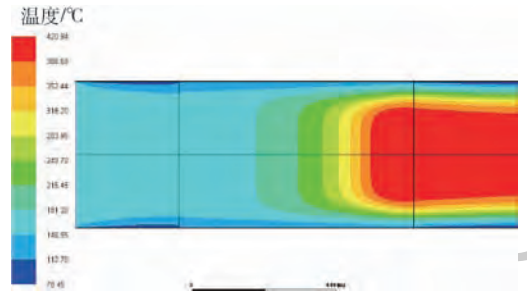


图8  $t=80$ s时刻反应器内气体温度云图

Fig. 8 Gas temperature contour in reactor at  $t=80$ s

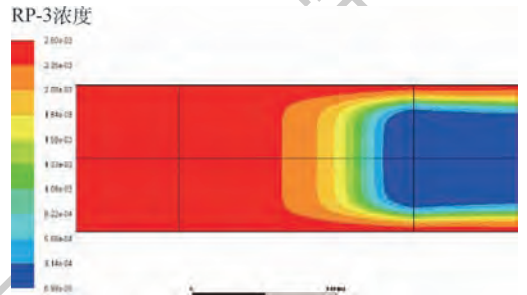


图9  $t=80$ s时刻反应器内RP-3浓度云图

Fig. 9 RP-3 concentration contour in reactor at  $t=80$ s

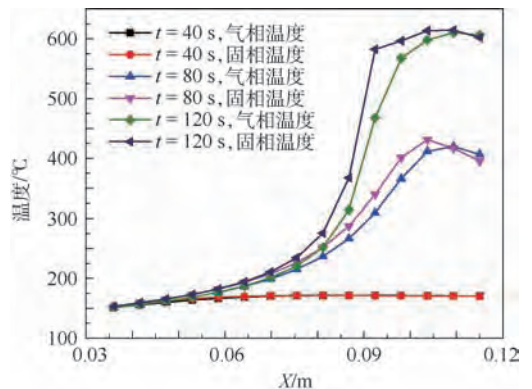


图10 不同时刻催化床轴线处温度分布

Fig. 10 Temperature distribution at axis of catalytic bed at different moments

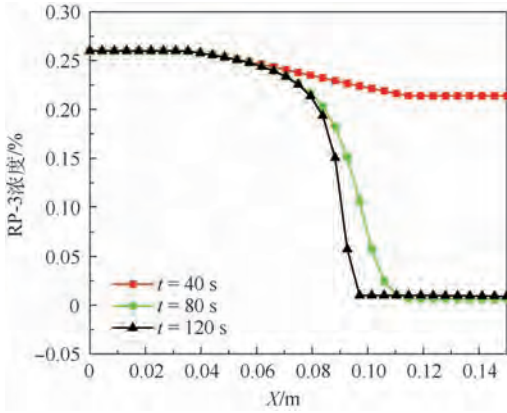


图 11 不同时刻反应器轴线处 RP-3 浓度分布

Fig. 11 RP-3 concentration distribution at reactor axis at different moments

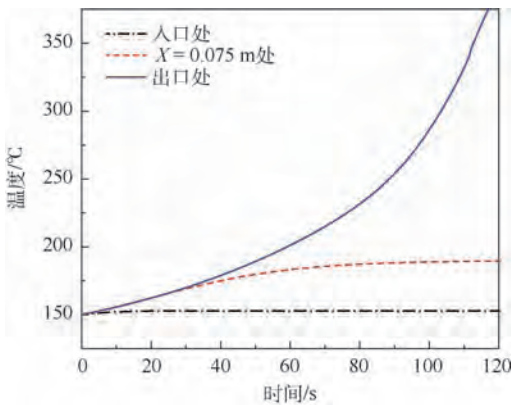


图 12 不同截面处气相温度随时间变化

Fig. 12 Variation of gas phase temperature at different cross-sections with time

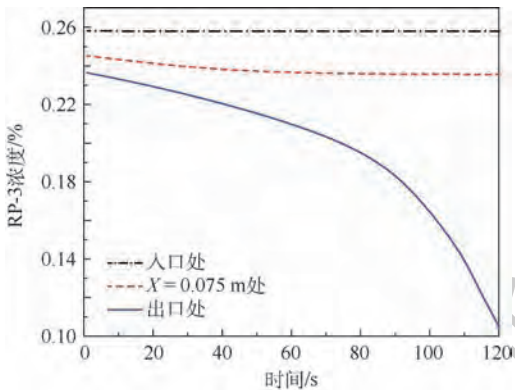


图 13 不同截面处 RP-3 平均浓度随时间变化

Fig. 13 Variation of average concentration of RP-3 at different cross-sections with time

器只有后半段工作效率高。

图 14 和图 15 给出了  $t = 80\text{ s}$  时刻不同轴向处的 RP-3 浓度和径向温度分布。可以发现靠近反应器外壁处,由于边界的黏性作用以及外壁自然对流对热量的损失,加之催化床的导热性差,温度难以向壁面传递,造成中心处的温度远高于靠

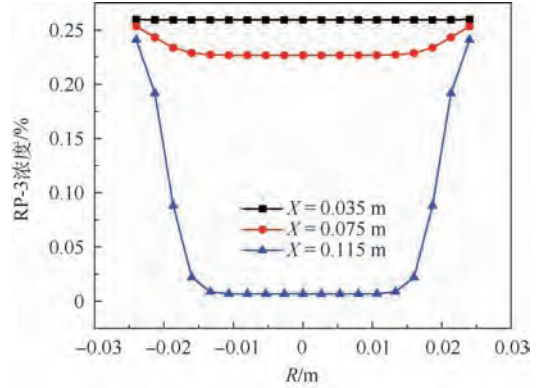


图 14  $t = 80\text{ s}$  时刻催化床不同轴向处 RP-3 浓度

Fig. 14 RP-3 concentration in different axial positions of catalytic bed at  $t = 80\text{ s}$

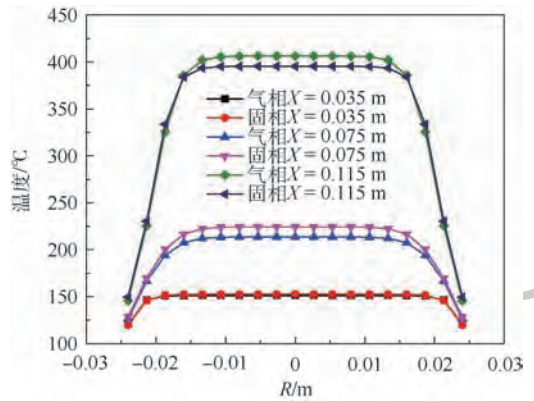


图 15  $t = 80\text{ s}$  时刻催化床不同轴向处径向温度

Fig. 15 Radial temperature in different axial positions of catalytic bed at  $t = 80\text{ s}$

近外壁处;不均匀的温度又造成 RP-3 浓度在径向上有巨大差异。由图 15 可知,化学反应主要发生在靠近反应器轴线的位置。

### 4 结论

通过 UDS 添加固相能量方程,以 UDF 源项形式添加化学反应的方式,以多孔介质模型来代替复杂的颗粒催化床,建立了气-固耦合传热的反应器,对耗氧惰化系统中的反应器进行仿真,得出以下结论。

- 1) 当达到氧浓度饱和值,增加氧气浓度将不对 RP-3 转化起促进作用;在小于氧浓度饱和值的氧气浓度区间内,RP-3 浓度越大,转化率越低,在大于氧浓度饱和值的氧气浓度区间内,RP-3 浓度越小,转化率越低。
- 2) 反应过程中,热点位于靠近催化床出口位置,随着时间推移,RP-3 转化率迅速增加,因此不采取额外的冷却措施,反应器将飞温。
- 3) 化学反应主要发生在反应器的后半段,且

靠近反应器轴线处,使催化床的温度均匀分布对提高反应器效率有重要意义。

本文将反应器作为独立的对象,未充分与惰化系统联系且反应器有飞温现象,因此后续工作将重点解决飞温现象,并与系统联系起来展开进一步研究。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] 刘卫华,冯诗愚. 飞机燃油箱惰化技术[M]. 北京:科学出版社,2018:2-3.  
LIU W H, FENG S Y. Aircraft fuel tank inerting technology [J]. Beijing: Science Press, 2018: 2-3 (in Chinese).
- [ 2 ] ALANKAR G. Method and system for making a fuel-tank inert without an inert gas [J]. SAE International Journal of Aerospace, 2009, 2(1): 75-82.
- [ 3 ] VANSANT E F. Gas separation technology [M]. Amsterdam: Elsevier, 1990.
- [ 4 ] 王明波,邵垒,潘俊,等. 耗氧型燃油箱惰化技术历史和现状 [J]. 航空科学技术, 2016, 27(7): 1-7.  
WANG M B, SHAO L, PAN J, et al. History and current status of oxygen consumption based fuel tank inerting technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(7): 1-7 (in Chinese).
- [ 5 ] JOHNSON R W, ZAKI R, YATES S F. Advanced carbon dioxide fuel tank inerting system: US2008128048A1 [P]. 2008-06-05.
- [ 6 ] LIMAYE S, KOENIG D. Catalytic reactive component reduction system and methods for the use thereof: US2008019376 A1 [P]. 2008-08-21.
- [ 7 ] LIMAYE S Y, ROBERTSON S, KOENIG D, et al. Reactive component reduction system and methods for the use thereof: US7896292B2 [P]. 2011-03-01.
- [ 8 ] ROBERT J R, MORRIS W, MILLER J, et al. Fuel de-oxygenation and aircraft thermal management: AIAA-2006-4027 [R]. Reston, VA: AIAA, 2006.
- [ 9 ] STUART R, WESLEY J, DONALD K, et al. Development of green on-board inert gas generation system (GOBIGGSTM) [EB/OL]. (2007-03-21) [2019-01-17]. [http://www.fire.tc.faa.gov/2007conference/files/Fuel\\_Tank\\_Safety/ThursPM/LimayeGOBIGGS/LimayeGOBIGGSABs.pdf](http://www.fire.tc.faa.gov/2007conference/files/Fuel_Tank_Safety/ThursPM/LimayeGOBIGGS/LimayeGOBIGGSABs.pdf).
- [ 10 ] STUART R. Announces successful FAA testing of its fuel tank safety system, to prevent TWA 800 type explosions [EB/OL]. (2007-05-15) [2019-01-17]. [http://www.phyre.net/uploads/3/7/5/7/37579581/phyre\\_faa\\_testing\\_press\\_release.pdf](http://www.phyre.net/uploads/3/7/5/7/37579581/phyre_faa_testing_press_release.pdf).
- [ 11 ] CHENG S H, CHENG Z C, NAN C Y, et al. Research progress in catalytic combustion of volatile organic compounds [J]. Modern Chemical Industry, 2015, 35(6): 57-61.
- [ 12 ] 卢泽湘,范立维. 金属基整体式催化剂的研究进展 [J]. 广州化工, 2010, 38(6): 9-12.  
LU Z X, FAN L W. Research progress of metal-based monolithic catalysts [J]. Guangzhou Chemical Industry, 2010, 38(6): 9-12 (in Chinese).
- [ 13 ] BENEDETTO A D, LANDI G, SARLI V D, et al. Methane catalytic combustion under pressure [J]. Catalyst Today, 2012, 197: 206-213.
- [ 14 ] SMITH R J B, MURUGANANDAM L, SHEKHAR S M. CFD analysis of low temperature water gas shift reactor [J]. Computer & Chemical Engineering, 2011, 35(12): 2646-2652.
- [ 15 ] GAO X, ZHU Y P, LUO Z H, et al. CFD modeling of gas flow in porous medium and catalytic coupling reaction from carbon monoxide to diethyl oxalate in fixed-bed reactors [J]. Chemical Engineering Science, 2011, 66(23): 6028-6038.
- [ 16 ] GUARDO A, COUSSIRAT M, LARRAYOZ M, et al. CFD flow and heat transfer in nonregular packings for fixed bed equipment design [J]. Industrial & Engineering Chemistry, 2004, 43(22): 7049-7056.

### 作者简介:

谢辉辉 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器燃油系统。

冯诗愚 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行器环境控制和燃油系统。

## Theoretical of reactor performance in oxygen consumption based inerting system

XIE Huihui<sup>1</sup>, FENG Shiyu<sup>1,\*</sup>, PENG Xiaotian<sup>1</sup>, PAN Jun<sup>2</sup>, WANG Yangyang<sup>2</sup>

(1. Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Electromechanical System Integration, Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Aviation Industry Corporation of China, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** In order to research the working performance of the reactor in oxygen consumption based fuel tank inerting system, the solid phase energy equation was added in the form of UDS to establish the two temperatures reactor model with gas-solid two-phase coupled heat transfer on the basis of Fluent 17.0 software porous medium model, the reaction kinetic equation was tested experimentally with Daqing RP-3 fuel as the object, and the chemical reaction was added in the form of UDF source terms to simulate the reactor. This paper studied the effects of different operating conditions on the inerting efficiency of the reactor, as well as the internal temperature of the reactor in inerting process and variation characteristics of RP-3 concentration. The results show that the effect of reactant concentration on conversion is related to the saturation value of oxygen concentration; the absence of additional cooling will lead to temperature run-away, and the chemical reaction mainly occurs in the second half section of the reactor and is close to the reactor axis. Therefore, when designing the reactor in the future, additional cooling measures should be considered to prevent the temperature run-away and make the temperature of the catalytic bed evenly distributed to improve the work efficiency of the reactor.

**Keywords:** catalytic combustion; reactor; fuel tank; inerting system; RP-3

**Received:** 2019-03-20; **Accepted:** 2019-05-18; **Published online:** 2019-07-12 10:24

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190709.002.html)

**Foundation items:** the Fundamental Research Funds for the Central Universities; Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (KYCX19\_0198); Priority Academic Program Development of Jiansu Higher Education Institutions

\* **Corresponding author.** E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0124

# 高峰时段下离港航空器绿色滑行策略设计与评价

郑丽君, 胡荣\*, 张军峰, 朱佳琳

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)



**摘 要:** 为有效减少大型枢纽机场高峰时段离港航空器拥堵延误及污染物排放,开展了不同滑行策略的设计与评价研究。首先,构建了包括环境成本在内的离港航空器滑行成本计算模型;然后,提出了正点推出、机位等待以及速度优化3种不同离港航空器绿色滑行策略;最后,以总滑行成本最小为目标,采用遗传算法开展算例仿真,求解不同策略下的最优滑行路径并对比分析了不同滑行策略对缓解拥堵及减少排放的有效性。结果表明:相较于正点推出策略,机位等待与速度优化策略可减少总滑行时间5.90%和22.49%,具有良好的拥堵缓解效果;此外,机位等待策略还具有最低的油耗及排放成本,而速度优化策略具有最低的污染物排放总量,均具有一定的减排效果。

**关键词:** 航空运输; 绿色滑行策略; 机位等待; 速度优化; 污染物排放

**中图分类号:** V351.11

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2320-07

近年来,大型枢纽机场航班数量迅速增加,特别是高峰时段,机场容量受限,场面拥堵严重,导致航空器“时走时停”或是在跑道端长时间排队等待,造成大量额外燃油消耗与资源浪费的同时,也产生了大量不必要的污染物排放,极不利于绿色民航的发展。航空运输业产生的排放污染物主要包括碳氢(HC)、一氧化碳(CO)和氮氧化物(NO<sub>x</sub>)等。过多的污染物排放将导致臭氧层破坏、酸雨等环境问题,部分有毒污染物还将威胁到生态系统和人类的健康发展。因此,为缓解机场拥堵和减少滑行阶段污染物排放,为机场、航空公司提供更加高效、环保的航空器滑行方案,本文针对高峰时段开展了考虑污染物排放的航空器绿色滑行策略研究。相关滑行策略具有较高的经济性,不仅能减少滑行和排队时间,还能减少污染物排放,对发展绿色民航具有积极意义。

为保证航班准点率,航空公司多采用正点推出策略。但随着航班数量的增加,大型枢纽机场

在高峰时段易产生拥堵,滑行和排队时间大大增加。为此,学者们提出了机位等待策略。Carr基于机场观测数据采用N-control理论,在场面拥挤时,令超出给定控制阈值的航班在停机位等待,当场面拥挤状态下降到阈值以下时,立即给机位等待的航班发出推出指令<sup>[1]</sup>。Atkin等研究了离港航空器跑道端等待的虚拟队长,分析了在拥堵机场采用机位等待策略的经济效益<sup>[2]</sup>。Ravizza等提出了一种更贴近实际运行的滑行时间预测方法,采用机位等待策略对欧洲典型枢纽机场瑞士苏黎世机场进行实例仿真,研究结果表明机位等待策略可最多减少约30.3%的总滑行时间,有效减少了滑行阶段的油耗和污染物排放<sup>[3]</sup>。赵向领等将机位等待策略和虚拟队列相结合,通过构造虚拟队列以控制航班推出率,进而缓解场面拥堵并减少油耗和排放<sup>[4]</sup>。航空器滑行策略优化也是扩大滑行道系统容量和缓解拥堵的重要途径之一。传统的航空器滑行策略优化模型多以最小

收稿日期: 2019-03-25; 录用日期: 2019-06-08; 网络出版时间: 2019-06-24 15:36

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1121.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(71401072); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20180706, kfj20180707)

\* 通信作者。E-mail: hoorong@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 郑丽君, 胡荣, 张军峰, 等. 高峰时段下离港航空器绿色滑行策略设计与评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2320-2326. ZHENG L J, HU R, ZHANG J F, et al. Design and evaluation of green taxiing strategy for departure aircraft during peak hours[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2320-2326 (in Chinese).

总滑行时间、最小延误时间等为优化目标,但少有学者考虑环境影响如污染物排放,并对滑行带来的环境影响作定量分析研究。且在研究中,学者们多假设航空器滑行速度恒定以简化计算,如假设整个滑行阶段匀速滑行或是直线和转弯段分别以固定值匀速滑行。但若仅考虑匀速滑行会忽视航空器实际运行过程中速度的变化情况,研究结果与实际情况存在较大偏差<sup>[5]</sup>。因此,近年来,若干学者对航空器滑行阶段进行了更加细致的研究,根据速度变化将滑行过程划分为多个阶段,更加贴近航空器滑行的实际情况<sup>[6-8]</sup>。

综合现有研究文献,关于机位等待策略和航空器滑行策略问题的研究,国内外研究成果丰富,但仍有如下问题值得进一步深入:①滑行策略优化中较少考虑污染物排放,关于污染物排放影响的定量分析研究较少;②较少细致考虑滑行速度优化对拥堵缓解和减排的影响,关于将机位等待策略与航空器滑行速度优化问题相结合的研究较少。因而,针对以上不足,开展高峰时段下考虑污染物排放的航空器绿色滑行路径问题研究具有重要的现实意义。航空器的滑行策略优化可分为进港和离港两方面,考虑到相对于进港,离港航空器策略优化对提升场面运行效率、提高航班运行正常性更具有意义,故本文主要研究离港航空器的滑行策略优化问题。

## 1 滑行策略设计

### 1.1 滑行成本计算模型

离港航空器的滑行成本主要包含滑行时间成本、油耗成本以及环境成本(污染物排放成本),其中滑行时间成本包含除油耗以外的航空公司成本及因延误而产生的旅客延误成本<sup>[9]</sup>。除正常滑行阶段外,离港航空器还可能因在机位等待推出或在跑道端停止等待而产生各项成本。因此,综合考虑上述因素,某时段内全部离港航空器的各项成本通用计算模型如下。

滑行时间成本  $T_0$  的计算模型为

$$T_0 = \sum_{k=1}^m (t_k^{\text{taxi}} + t_k^{\text{queue}} + t_k^{\text{wait}}) c_k + T_0^{\text{delay}} \quad (1)$$

$$T_0^{\text{delay}} = \sum_{k=1}^m \sum_p s_k w_k t_k^{\text{delay}} r_{kp} v_p \quad p = \text{B, L} \quad (2)$$

$$t_k^{\text{delay}} = \begin{cases} t_k^{\text{wait}} - 900 & t_k^{\text{wait}} > 900 \text{ s} \\ 0 & t_k^{\text{wait}} \leq 900 \text{ s} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $k$ 为离港航班编号; $m$ 为航班数目; $t_k^{\text{taxi}}$ 为航班 $k$ 的滑行时间; $t_k^{\text{queue}}$ 为 $k$ 的排队时间; $t_k^{\text{wait}}$ 为 $k$ 的机位等待时间; $c_k$ 为不考虑燃油和污染物排放

成本的航班 $k$ 的单位时间成本; $T_0^{\text{delay}}$ 为旅客延误成本,下文旅客延误成本计算方法相同; $s_k$ 为 $k$ 的座位数; $w_k$ 为 $k$ 的客座率; $r_{kp}$ 为 $k$ 的商务/休闲旅客比例, $p = \text{B, L}$ ,B表示商务旅客,L表示休闲旅客; $v_p$ 为商务/休闲旅客的时间价值; $t_k^{\text{delay}}$ 为 $k$ 的延误时间,根据民航局关于航班正常性管理规定,若机位等待时间超过15 min即900 s,则延误时间为超出的部分,若机位等待时间不超过15 min,则无延误。

因航班机位等待阶段无油耗和排放,所以计算油耗及污染物排放成本时无需考虑机位等待阶段的影响。油耗成本  $F_0$  的计算模型为

$$F_0 = \sum_{k=1}^m (F_k^{\text{taxi}} + F_k^{\text{queue}}) c_{\text{fuel}} \quad (4)$$

$$F_k^{\text{taxi}} = t_k^{\text{taxi}} f_k^{\text{taxi}} n_k \quad (5)$$

$$F_k^{\text{queue}} = t_k^{\text{queue}} f_k^{\text{idle}} n_k \quad (6)$$

式中: $F_k^{\text{taxi}}$ 为 $k$ 在滑行阶段的油耗; $F_k^{\text{queue}}$ 为 $k$ 在排队阶段的油耗; $c_{\text{fuel}}$ 为燃油价格; $f_k^{\text{taxi}}$ 为 $k$ 滑行阶段的燃油流量; $f_k^{\text{idle}}$ 为 $k$ 排队阶段的燃油流量; $n_k$ 为 $k$ 的发动机台数。

污染物排放成本  $E_0$  的计算模型为

$$E_0 = \sum_{k=1}^m \sum_{n=1}^3 (F_k^{\text{taxi}} I_{kn}^{\text{taxi}} + F_k^{\text{queue}} I_{kn}^{\text{idle}}) c_n \quad (7)$$

式中: $I_{kn}^{\text{taxi}}$ 为航班 $k$ 排放的第 $n$ 种污染物在滑行阶段的排放指数,本文主要考虑HC、NO<sub>x</sub>与CO这3种污染物,故 $n = 1, 2, 3$ ; $c_n$ 为第 $n$ 种污染物的单位排放成本; $I_{kn}^{\text{idle}}$ 为 $k$ 排放的第 $n$ 种污染物在排队等待阶段的排放指数。

### 1.2 正点推出策略

航空公司多采用正点推出策略以保证离港航班的准点率。但在实际运行中,受空管流控等因素的影响,特别是高峰时段,部分离港航班无法按时起飞,需要在跑道端排队等待,因此其滑行时间成本主要包括滑行和跑道端排队的时间成本。采用传统的滑行速度约束,假设离港航空器在滑行路径的直线段和转弯段上分别匀速滑行,则高峰时段正点推出下基于最小总滑行成本的离港航空器滑行策略为

$$\min z_1 = T_1 + F_1 + E_1 \quad (8)$$

$$T_1 = \sum_{k=1}^m (t_k^{\text{taxi}} + t_k^{\text{queue}}) c_k \quad (9)$$

$$t_k^{\text{taxi}} = \sum_{i=1}^v \sum_{j=1}^v \sum_{e=1}^2 t_{ijke} x_{ijke} \quad (10)$$

$$F_1 = \sum_{k=1}^m (F_k^{\text{taxi}} + F_k^{\text{queue}}) c_{\text{fuel}} \quad (11)$$

$$F_k^{\text{taxi}} = \sum_{i=1}^v \sum_{j=1}^v \sum_{e=1}^2 n_k f_{ke} t_{ijke} x_{ijke} \quad (12)$$

$$E_1 = \sum_{k=1}^m \left( \sum_{i=1}^v \sum_{j=1}^v q_{ijk}^{\text{taxi}} x_{ijk} + \sum_{n=1}^3 F_k^{\text{queue}} I_{kn}^{\text{idle}} c_n \right) \quad (13)$$

$$q_{ijk}^{\text{taxi}} = \sum_{n=1}^3 \sum_{e=1}^3 n_k f_{ke} t_{ijke} I_{nke} c_n \quad (14)$$

式中： $i$ 和 $j$ 为网络节点； $v$ 为节点个数， $V$ 为网络节点的集合； $x_{ijke} = 1$ 为 $k$ 从节点 $i$ 滑行至节点 $j$ ，否则 $x_{ijke} = 0$ ； $e$ 为第 $e$ 个滑行阶段； $y_{ijk}$ 为节点 $i$ 在 $y_{ijk} = 0$ 的滑行路径上，否则， $y_{ijk} = 0$ ； $t_{ijke}$ 为 $k$ 在第 $e$ 个滑行阶段从点 $i$ 到点 $j$ 的时间，滑行阶段分别有直线段和转弯段； $f_{ke}$ 为 $k$ 在第 $e$ 个滑行阶段时每台发动机的燃油流量； $q_{ijk}^{\text{taxi}}$ 为 $k$ 从点 $i$ 到点 $j$ 的污染物排放成本； $I_{nke}$ 为 $k$ 第 $n$ 种污染物在第 $e$ 个滑行阶段的排放指数， $n = 1, 2, 3$ ； $c_k$ 为不考虑燃油和排放成本的航班 $k$ 的单位时间成本。

模型约束条件为

$$y_{jk1} t_{jk1} - t_{jk2} \geq y_{jk2} t_{jk2} \quad (15)$$

$$t_{jk1} - t_{jk2} \geq t_s \quad (16)$$

$$x_{ijk1} t_{jk1} - t_{jk2} \geq x_{ijk2} t_{jk2} \quad (17)$$

$$t_{ok} \geq P_k \quad (18)$$

$$t_{pk} \leq D_k \quad (19)$$

式中： $t_s$ 为安全滑行间隔。

式(15)避免交叉冲突，表示在 $ij$ 段滑行区间只有一架航空器滑行，两航空器在经过交叉节点 $j$ 处满足一定的时间间隔；式(16)确保航空器之间保持一定安全距离；式(17)避免超越冲突，即在航空器滑行过程中不会出现一架航空器超越另一架航空器的情形；式(18)确保 $k$ 开始在停机位滑行时刻不小于预计推出时刻 $P_k$ ；式(19)确保 $k$ 在其预计起飞时刻 $D_k$ 之前结束滑行，抵达起飞跑道入口。

### 1.3 机位等待策略

机位等待策略是指航班被控制在机位，不撤轮挡且不启动发动机直至航班可以无障碍滑行至跑道端部，从而避免场面滑行等待以缓解拥堵、减少油耗及排放。本文选取离港地面航班数表征场面拥堵程度，即在单位时间内已推出尚未起飞的航班数<sup>[10-11]</sup>，当离港地面航班数超过规定阈值时则需控制推出率，使部分航班在机位等待。

假设 $m$ 架离港航空器在 $[0, T]$ 时间内从停机位推出，滑行速度约束同1.2节。将时间间隔 $[0, T]$ 等分成个 $t$ 时间片 $T_1, T_2, \dots, T_t$ 。若 $k$ 预计将在第 $q_k$  ( $q_k = 1, 2, \dots, t$ )个时间片内起飞，采用机位等待策略后， $k$ 在预计推出时刻无法按时推出，需在停机位等待一定时间后推出，因此 $k$ 到达跑道端部的时间也被相应地延迟<sup>[4]</sup>，并可能产生地面等待成本和旅客延误成本。因此，高峰时段机位等待下基于最小总滑行成本的离港航空器滑

行策略为

$$\min z_2 = T_2 + F_2 + E_2 \quad (20)$$

$$T_2 = T_2^{\text{wait}} + T_2^{\text{delay}} + \sum_{k=1}^m (t_k^{\text{taxi}} + t_k^{\text{queue}}) c_k \quad (21)$$

$$T_2^{\text{wait}} = \sum_{k=1}^m \sum_{j=q_k}^{t+1} t_{jk}^{\text{wait}} c_k x_{jk} \quad (22)$$

$$t_{jk}^{\text{wait}} = (j - q_k) \Delta t \quad (23)$$

$$\sum_{j=1}^{q_k-1} x_{jk} = 0 \quad \forall k \in \{1, 2, \dots, m\} \quad (24)$$

$$\sum_{j=q_k}^{t+1} x_{jk} = 1 \quad \forall k \in \{1, 2, \dots, m\} \quad (25)$$

$$\sum_{k=1}^m x_{jk} \leq K_j \quad \forall j \in \{1, 2, \dots, t\} \quad (26)$$

式中： $x_{jk}$  ( $j = 1, 2, \dots, t$ 且 $k = 1, 2, \dots, m$ )为航班状态变量；如果 $k$ 在时间片 $T_j$ 内抵达跑道端部准备起飞，则 $x_{jk} = 0$ ，否则 $x_{jk} = 1$ ，只有当 $p_k \geq q_k$ 时 $x_{jk}$ 才有意义； $t_{jk}^{\text{wait}}$ 为 $k$ 在时间片 $T_j$ 内抵达跑道端部后的机位等待时间； $\Delta t$ 为单个时间片长度； $K_j$  ( $j = 1, 2, \dots, t$ )为机场在时间 $T_j$  ( $j = 1, 2, \dots, t$ )内最大服务航班数。

式(24)~式(26)为约束条件，式(24)为 $k$ 在预计起飞时间 $q_k$ 不会抵达跑道端部准备起飞；式(25)为 $k$ 必须在预计到达时间 $q_k$ 或之后一个时间片内抵达跑道端部准备起飞；式(26)为在任意一个时间片 $T_j$ 内推出的航班数不能超过机场的最大服务航班数。

航班机位等待时无燃油消耗和污染物排放，因此高峰时段内全部离港航班的燃油成本模型和污染物排放成本模型同1.2节类似。

### 1.4 速度优化策略

速度优化策略是指在机位等待策略的基础上，进一步考虑滑行速度优化以达到缓解拥堵和减少污染物的目的。航空器的滑行速度直接影响滑行时间，且与燃油消耗和污染物排放之间存在关联。当滑行速度较快时，滑行时间较少，但油耗量较大，污染物排放情况与具体机型相关；当滑行速度较慢时，滑行时间较长，但油耗量较小<sup>[5]</sup>。1.2和1.3节中均假设航空器在直线段和转弯段上分别匀速滑行，而本节则根据航空器的滑行速度变化将航空器的滑行轨迹划分为5个阶段(加速、匀速、减速、停止等待和转弯)，图1给出了滑行过程中速度变化的一个示例。

速度优化策略下的离港航空器在滑行路径的单个组成路段上可能会经历加速、匀速和减速等多个阶段，而不是仅仅匀速滑行。离港航空器的滑行时间、燃油、排放均为这5个阶段的数值之和。因此，基于最小总滑行成本的速度优化策略为

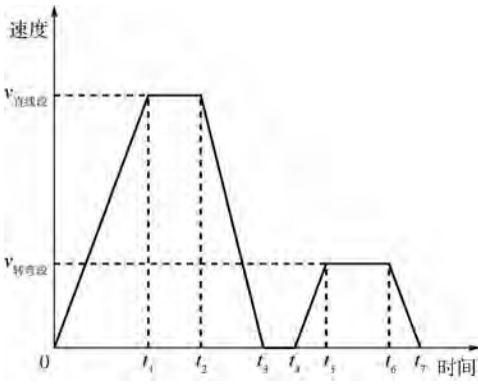


图 1 离港航空器滑行速度变化示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of taxiing speed variation of a departure aircraft

$$\min z_3 = T_3 + F_3 + E_3 \quad (27)$$

$$T_3 = T_3^{\text{delay}} + T_3^{\text{wait}} + T_3^{\text{taxi}} + T_3^{\text{queue}} \quad (28)$$

$$T_3^{\text{taxi}} = \sum_{k=1}^m \sum_{s \in R} \sum_{e=1}^5 t_{ke}^s c_k \quad (29)$$

$$F_3 = c_{\text{fuel}} \sum_{k=1}^m \left( \sum_{s \in R} \sum_{e=1}^5 n_k f_{ke}^s t_{ke}^s + F_k^{\text{queue}} \right) \quad (30)$$

$$E_3 = \sum_{k=1}^m \sum_{n=1}^3 \left( \sum_{s \in R} \sum_{e=1}^5 n_k f_{ke}^s I_{ke}^s + F_k^{\text{queue}} I_{kn}^{\text{idle}} \right) c_n \quad (31)$$

式中:  $T_3^{\text{delay}}$ 、 $T_3^{\text{wait}}$  和  $T_3^{\text{queue}}$  的计算方法同上;  $t_{ke}^s$  为  $k$  在单个路段  $s$  上第  $e$  个阶段所用的时间;  $f_{ke}^s$  为  $k$  在单个路段  $s$  上第  $e$  个阶段时的燃油流量;  $I_{ke}^s$  为  $k$  在单个路段  $s$  上第  $e$  个阶段时的排放指数。该模型约束条件与 1.3 节中相同。

## 2 滑行策略评价

### 2.1 算法简介

考虑到遗传算法在求解效率上较常规精确算法有巨大的优势,且学者们对遗传算法在滑行相关问题上的应用作了改进和优化<sup>[12]</sup>,因此采用优化后的遗传算法对 3 个模型进行求解。以速度优化策略仿真为例,具体算法设计思路如下:首先,

根据每个离港航班的路径集和该航空器在路径上的 3 种滑行速度方式(即分别对应最小时间成本、最小燃油成本以及最小污染物排放成本),依次形成了所有离港航班的滑行方案集合。其次,采用实数编码,不同于传统编码将网络节点当作染色体的基因,文中染色体基因表示一个航班所对应的滑行方案编号,染色体则表示高峰时段内所有离港航班的滑行方案选择结果。再次,采用随机初始化产生了多种滑行方案,初始群体中的每一个值代表一个航班所对应的滑行方案编号。之后,形成了以最小总滑行成本为目标的适应度函数。最后,通过选择、交叉、变异、重插入等操作进行迭代生成符合优化目标的染色体。

### 2.2 数据准备

#### 1) 场面建模及仿真数据

以上海虹桥国际机场为例,以滑行道和跑道的部分飞行区网络图为研究对象,其中包含 22 个节点和 29 条边,1 条用于起飞离港的跑道,3 个集中停机区 A1、A2、A3,机场的离港滑行道系统网络如图 2 所示。选用 2018 年 1 月 15 日高峰时段 8:00—9:00 离港航班数据,见表 1。

#### 2) 离港航班参数

为获取机场场面拥堵临界值  $N_{\text{sat}}$  和推出率控制阈值  $N_c$ ,选用虹桥机场 2018 年 1~6 月共计 66 387 个离港航班数据进行拟合。以每 15 min 为时间片,确定离港地面航班数和下一时间片航班起飞量的对应关系(图 3)<sup>[10-11]</sup>。由图 3 可知,单个时间片内离港航班饱和量  $N_{\text{sat}}$  取值为 5,最大离港航班量  $N_c$  取值为 7,当航班数量大于 7 时则需进行推出率控制。

#### 3) 航班滑行成本数据

根据 Cherie 等的研究成果<sup>[13-14]</sup>、当期中国航油价格与历年价格指数,可计算获得 2018 年典型机型的单位滑行时间成本、污染物单位环境外部成本以及旅客单位时间价值,见表 2。

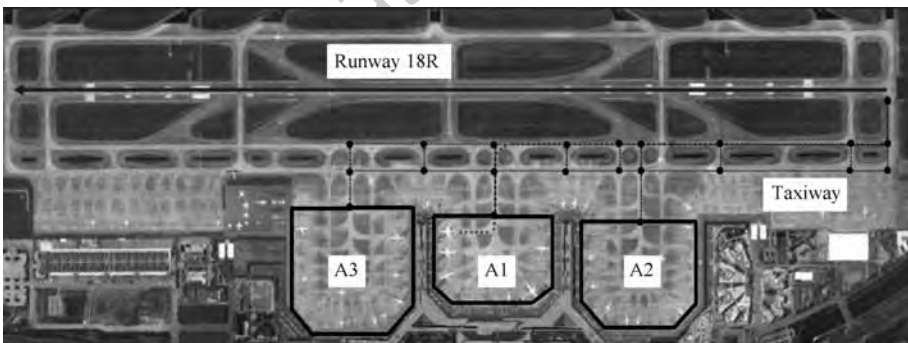


图 2 离港滑行道系统网络示意图

Fig. 2 Schematic diagram of departure taxiway system network

表1 离港航班信息汇总

Table 1 Summary of departure flight information

航班号	预计推出时刻	停机区	机型
CSH9217	8:00	3	B738
CHH7604	8:03	2	B738
CSH9515	8:04	3	B738
DKH1119	8:05	1	A320
DKH1005	8:06	1	A320
CSH9331	8:06	3	B763
CSH9213	8:10	3	B738
CSH9301	8:13	3	A333
CES5151	8:14	1	A333
CES511	8:15	1	A333
CSH9395	8:18	3	B738
CSH9239	8:21	3	B738
CSH9463	8:23	3	B738
CES2994	8:25	2	A321
CSN6998	8:26	2	B73G
CSH9513	8:28	3	B738
CCA1590	8:33	1	B747
CSN3596	8:42	2	B77W
CES5103	8:42	1	A333
CES5333	8:44	2	A321
CSH9451	8:47	3	B763
CQH8887	8:48	1	A320
CHH7851	8:49	2	B738
CES5529	8:51	1	A320
CSH815	8:51	3	A333
CSH9131	8:54	3	B738
CES5663	8:55	1	A320
CSH9201	8:58	3	B738

最大离港航班量  $N_e = 7$ , 已经产生明显的场面拥堵, 可基于推出率控制实施机位等待策略, 减少航空器在滑行道或跑道端的拥堵等待时间。表4给出了航班调整前后的推出时刻。

通过仿真计算, 可分别获得3种策略下8:00—9:00所有推出航班的仿真结果, 见表5。

由表5结果可知, 相较于正点推出策略, 机

表2 航班滑行成本数据汇总

Table 2 Summary of flight taxiing cost data

成本类型	类别	成本值
单位滑行时间成本/ (元·min <sup>-1</sup> )	B73G	131.07
	A320	133.76
	A321	126.58
	B738	135.37
	B763	195.12
单位污染物排放成本/ (元·kg <sup>-1</sup> )	A333	276.12
	B77W	256.71
	B747	320.89
旅客时间价值/ (元·min <sup>-1</sup> )	HC	50.50
	CO	1.12
	NO <sub>x</sub>	113.46
旅客时间价值/ (元·min <sup>-1</sup> )	国内休闲旅客	1.057
	国内商务旅客	2.961
	国际休闲旅客	1.762
	国际商务旅客	4.935

表3 离港航班分布统计结果

Table 3 Statistic result of departure flight distribution

参数	时段			
	8:00—8:14	8:15—8:29	8:30—8:44	8:44—8:59
该时段内推出的航班数	9	6	5	8
该时段内起飞的航班数	6	7	8	3
该时段内的航班增量	3	-1	-3	5
该时段末的地面航班数	9	8	5	10

表4 基于机位等待策略的航班调整方案

Table 4 Flight adjustment plan based on stand holding strategy

航班号	原推出时刻	新推出时刻
DKH1005	8:06	8:17
CSH9301	8:13	8:26
CSH9463	8:23	8:34
CQH8887	8:48	8:36

表5 3种策略的滑行时间与成本汇总

Table 5 Summary of taxiing time and cost for three strategies

参数	滑行策略		
	正点推出	机位等待	速度优化
总排队时间/s	1413	842	508
总滑行时间/s	9684	9113	7506
总滑行时间成本/元	27272.24	25663.46	21773.79
总滑行成本/元	34296.68	32348.62	29991.66

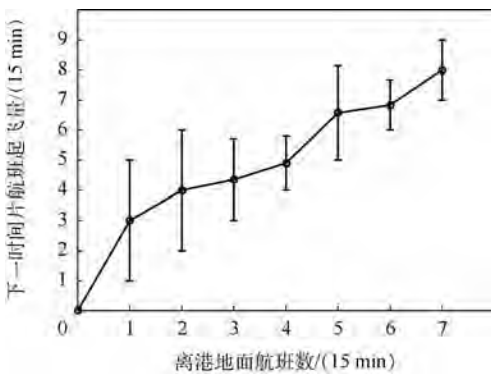


图3 离港地面航班数和航班起飞量关系

Fig.3 Relationship between departure ground throughput and number of aircraft taxiing out

## 2.3 仿真结果

### 2.3.1 缓解拥堵的有效性评价

根据虹桥机场2018年1月15日8:00—9:00离港航班信息, 分别统计出4个时间片的航班分布情况, 见表3。

由表3可知, 8:00—8:14、8:15—8:29和8:44—8:59这3个时段末的地面航班数均超过

位等待的总滑行时间和成本分别减少了 571 s 和 1948.06 元,可见机位等待策略在高峰时段可有效缓解拥堵,降低成本;而相较于机位等待策略,速度优化策略总滑行时间与总排队时间又分别减少了 1607 s 和 334 s,可见滑行速度优化策略的缓解拥堵更加有效。

### 2.3.2 减少排放的有效性评价

表 6 给出了 3 种不同策略下所有航班的油耗与排放结果。

由表 6 数据可得,相较于正点推出策略,机位等待与速度优化策略的总污染物排放分别减少了 5.43 kg 和 8.89 kg,减排比例达到 9.63% 和 15.76%,可见此 2 种滑行策略均具有较高的环保性。此外,速度优化策略的总燃油消耗、总排放成本均较高,这是因为该策略下滑行速度快,推力等级高导致燃油流量大、油耗增多。同时考虑到污染物排放因子与推力等级设置的关系,致使  $\text{NO}_x$  排放增多;尽管污染物总量减少了,但因  $\text{NO}_x$  的单位成本远高于其他污染物<sup>[7]</sup>,因而总污染物排放成本增大。

通过上述不同滑行策略的评估与对比,开展高峰时期离港滑行策略设计与路径优化时需特别关注如下 2 个问题:

1) 正点推出与机位等待的平衡。在高峰时刻,航空器正点推出会增加场面航空器数量、加剧场面拥堵,且增加了滑行时间、燃油消耗及污染物排放,但有效地保证了航班正常性;而机位等待可有效缩短滑行时间、缓解场面拥堵及减少油耗与排放,但较长时间的机位等待又会造成航班延误,影响航班正常性、带来额外的延误成本。因此,需合理确定机位等待时机及时长,实现航班正常与运行成本的最优平衡。

2) 滑行速度与滑行时间的平衡。较快的滑行速度可减少场面滑行时间、提高场面运行效率,缓解场面拥堵;但同时,较快的滑行速度需要较大的推力设置及燃油流量,增加了燃油消耗与污染物排放。因而,需根据机场场面运行状态,合理优化滑行速度,实现拥堵缓解与成本减少的最佳平衡。

表 6 3 种策略的燃油与排放结果汇总

Table 6 Summary of fuel and emission result for three strategies

参数	滑行策略		
	正点推出	机位等待	速度优化
总燃油消耗/kg	1 191.91	1 138.66	1 369.75
总污染物排放/kg	56.41	50.98	47.52
总污染物排放成本/元	1 064.89	991.85	1 369.11

## 3 结 论

本文研究了高峰时段离港航空器滑行策略优化问题,提出了正点推出、机位等待及速度优化 3 种绿色滑行策略,并开展仿真与对比分析。研究表明:

1) 机位等待和滑行速度优化策略可减少离港航班总滑行时间以及总滑行成本,具有缓解场面拥堵和降低滑行成本的优势。

2) 速度优化滑行策略可有效减少污染物排放总量从而实现绿色滑行,具有一定的环保性。

3) 滑行策略设计与优化需综合考虑推出时刻、滑行速度、滑行路径等因素。

未来可综合考虑进离港航班及机位等待策略的公平性问题,进一步深入研究高峰时段航空器滑行策略优化问题。

## 参考文献 (References)

- [1] CARR F R. Stochastic modeling and control of airport surface traffic[D]. Cambridge:Massachusetts Institute of Technology,2001.
- [2] ATKIN J A,BURKE E K,GREENWOOD J S. A comparison of two methods for reducing take-off delay at London Heathrow airport[J]. Journal of Scheduling,2011,14(5):409-421.
- [3] RAVIZZA S,ATKIN J A D,BURKE E K. A more realistic approach for airport ground movement optimization with stand holding[J]. Journal of Scheduling,2014,17(5):507-520.
- [4] 赵向领,唐建勋,卢飞. 航班延迟推出策略及虚拟队列长度灵敏度分析[J]. 四川大学学报(工程科学版),2016,48(3):115-123.  
ZHAO X L,TANG J X,LU F. Strategy analysis for delayed flights pushback and sensitivity analysis of the length of virtual queue[J]. Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition),2016,48(3):115-123(in Chinese).
- [5] CHEN J,WEISZER M,STEWART P. Optimal speed profile generation for airport ground movement with consideration of emissions[C]//18th IEEE International Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:1797-1802.
- [6] NIKOLERIS T,GUPTA G,KISTLER M. Detailed estimation of fuel consumption and emissions during aircraft taxi operations at Dallas/Fort Worth International Airport[J]. Transport Research Part D:Transport & Environment,2011,16(4):302-308.
- [7] EVERTSE C. A low emissions taxi movement planning tool [D]. Delft:Delft University of Technology,2014.
- [8] CHEN J,WEISZER M,STEWART P,et al. Toward a more realistic, cost-effective and greener ground movement through active routing-part I: Optimal speed profile generation. [J] IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2016, 17(5):1196-1209.
- [9] 陈琳,胡荣,郑丽君,等. 考虑环境成本的航班滑行等待成本研究[J]. 中国民航大学学报,2018,36(2):28-32.

- CHEN L, HU R, ZHENG L J, et al. Study on the cost of flight delays during the taxi-out and waiting period with the consideration of environmental cost[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2018, 36(2): 28-32 (in Chinese).
- [10] SIMAIAKIS I, BALAKRISHNAN H, KHADILKAR H, et al. Demonstration of reduced airport congestion through pushback rate control[J]. Transportation Research Part A: Policy and Practice, 2014, 66(1): 251-267.
- [11] SIMAIAKIS I, SANDBERG M, BALAKRISHNAN H. Dynamic control of airport departures: Algorithm development and field evaluation[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2014, 15(1): 285-295.
- [12] 孙广义, 刘长有. 基于蜂群算法的飞机滑行路径优化[J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 56-59.
- SUN G Y, LIU C Y. Optimization of aircraft taxiing path based on artificial bees colony[J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(1): 56-59 (in Chinese).
- [13] CHERIE L. The economic benefits and environmental costs of airport operations: Taiwan Taoyuan International Airport[J]. Journal of Air Transport Management, 2011, 17(6): 360-363.
- [14] 李雄, 刘光才, 颜明池. 航班延误引发的航空公司及旅客经济损失[J]. 系统工程, 2007, 25(12): 20-23.
- LI X, LIU G C, YAN M C. The economic loss of airlines and passengers caused by flight delays[J]. Systems Engineering, 2007, 25(12): 20-23 (in Chinese).
- 作者简介:**  
郑丽君 女, 硕士研究生。主要研究方向: 绿色民航。  
胡荣 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 民航可持续发展。  
张军峰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 空中交通管理。  
朱佳琳 女, 硕士研究生。主要研究方向: 绿色民航。

## Design and evaluation of green taxiing strategy for departure aircraft during peak hours

ZHENG Lijun, HU Rong\*, ZHANG Junfeng, ZHU Jialin

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** In order to effectively reduce the congestion delay and pollutant emissions of departure aircraft during peak hours in large hub airports, the design and evaluation of different taxiing strategies are carried out. Firstly, the calculation model of departure aircraft taxiing cost including environmental cost is established. Then, three different departure aircraft green taxiing strategies are proposed: punctual pushback, stand holding and speed optimization. Finally, targeting the minimum total taxiing cost, the genetic algorithm is used to carry out example simulation, to solve the optimal taxiing route under different strategies, and to compare and analyze the effectiveness of different taxiing strategies on congestion mitigation and emission reduction. The results show that, compared with the punctual pushback strategy, the stand holding and speed optimization strategy can reduce the total taxiing time by 5.90% and 22.49%, and has good congestion mitigation effect. In addition, the stand holding strategy has the lowest fuel consumption and emission cost, and the speed optimization strategy has the lowest pollutant emissions, so both of them have certain emission reduction effect.

**Keywords:** air transportation; green taxiing strategy; stand holding; speed optimization; pollutant emissions

**Received:** 2019-03-25; **Accepted:** 2019-06-08; **Published online:** 2019-06-24 15:36

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1121.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190624.1121.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (71401072); Postgraduate Innovation Base (Laboratory) Open Fund of NUAA (kfj20180706, kfj20180707)

\* **Corresponding author.** E-mail: hoorong@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0123



# 基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成

王智宇<sup>1</sup>, 何锋<sup>1,\*</sup>, 谷晓燕<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 北京信息科技大学 信息管理学院, 北京 100192)

**摘 要:** 航空电子系统随着任务需求和技术的发展不断向深度综合演进, 其系统的复杂性给网络的设计和验证带来了巨大的挑战, 如何通过网络生成实现受限资源条件下航电信息交互的实时性能保障是目前亟待解决的问题。针对目前存在的无法对航电网络进行实时性调控的拓扑设计方法进行改进, 依据终端节点之间所有虚拟链路的最大通信帧长之和的大小关系, 提出一种基于度中心性理论的航空电子全双工交换式以太网 (AFDX) 网络拓扑生成算法。将终端节点之间数据帧长作为节点度的衡量标准, 对所有终端节点进行集合划分, 并根据集合中终端节点的数据帧长对交换机进行连接。采用确定性网络演算以及仿真的方法对基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成算法进行效能评估。利用确定性网络演算方法, 在小规模虚拟链路 (VL) 的组网下, 结果显示: 基于度中心性的拓扑生成算法生成的网络拓扑中 75% 的 VLs 实时性能优于原始人工设计的网络拓扑, 且端到端延迟平均减小 9.37%。利用 OMNet++ 仿真方法, 在 1400 条虚拟链路的组网规模下, 结果显示: 基于度中心性的拓扑生成算法生成的网络拓扑中 94.3% 的 VLs 实时性能优于人为规划网络拓扑, 且端到端延迟平均减小 50.2%。由此表明: 基于度中心性的拓扑生成算法很大程度上提高了网络的实时性能保障。

**关键词:** 网络拓扑生成; 度中心性; 确定性网络演算; 航空电子全双工交换式以太网 (AFDX); 实时性

中图分类号: V247; TP393

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)11-2327-08

航空电子全双工交换式以太网 (Avionics Full Duplex Switched Ethernet, AFDX) 标准定义于 ARINC664 Part7<sup>[1]</sup>, 是新一代民用航空总线标准。AFDX 网络是基于商用以太网 IEEE802.3 标准进行改进使其成为适合航空电子系统数据传输的全双工确定性交换式以太网, 已经成功应用于空客公司的 A380 飞机和波音公司波音 787 飞机<sup>[2]</sup>。

近年来复杂网络 (complex network)<sup>[3]</sup> 受到了来自科学与工程等各个领域的强烈关注, 作为研究复杂性网络的全新视角和有力工具, 由于其模型不仅兼顾样本个体属性, 还更加注重从宏观结

构上将样本局部与整体的关系紧密连接, 这些优势促使复杂网络在网络生成研究问题中应用广泛。依据复杂网络视角对一般网络建模的研究, 文献[4]从复杂网络的统计特性出发, 提取真实的互联网所具备的统计特征, 对互联网进行建模抽象。复杂网络的拓扑结构如何影响网络的动力学行为已有大量研究, 例如, 文献[5]对基于流量感知路由策略的复杂网络拓扑结构对流量传输的影响进行研究, 考虑网络拓扑、信息生成速率和各个节点的信息处理能力, 解决拓扑对复杂网络流量动态的影响问题。复杂网络视角与其他视角的

收稿日期: 2019-03-22; 录用日期: 2019-07-05; 网络出版时间: 2019-07-10 15:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190719.1043.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (71701020); 装备预研领域基金 (61403120404); 中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室开放基金 (2017SW02); 北京信息科技大学“勤信英才”培养计划 (QXTCPC201707)

\* 通信作者. E-mail: robinleo@buaa.edu.cn

引用格式: 王智宇, 何锋, 谷晓燕, 等. 基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2327-2334. WANG Z Y, HE F, GU X Y, et al. AFDX network topology generation based on degree centrality[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2327-2334 (in Chinese).

不同之处在于它可以定量描述一个复杂网络的属性<sup>[6]</sup>。然而定量描述网络的前提是必须要对其进行测量,其中度中心性<sup>[7]</sup>(degree centrality)作为复杂网络中研究的重要测度,是网络拓扑中与节点直接相连边的数目的累加和,体现了网络中个体与相邻个体的交互能力<sup>[6]</sup>。度中心性的概念已广泛应用于社交网络关系的分析中,文献[8]利用测量度中心性的方法分析了社交网络中有影响力的人物关系以及交互次数的关系权重。文献[9]则从多层社交网络角度出发,提取多层社交网络的组成结构,针对不同程度的度中心性进行网络分析,得出节点在社交网络中的关键程度。在航电网络中,由于端系统之间信息交互差异巨大,采用度中心性理论可以有效分析信息交互频繁的端节点在网络中的关键地位,并以此为依据对航电网络进行拓扑设计。

现有航空电子网络拓扑的设计大多依靠人工,技术人员一般依据终端节点之间的通信关系以及交换机的特有连接构型对航电网络拓扑进行设计。然而,当面对航电网络节点规模日益庞大,信息交互量级不断增加,任务性能保障诉求逐渐严格的情况下,依赖于设计人员经验和技术的网络设计就显得捉襟见肘。因此,本文用节点度的大小表征节点间交互关系,将节点间数据交互规模加以考虑,提出基于度中心性理论依据节点间通信数据帧长的航空电子网络拓扑自动生成算法,构建2种不同的组网规模,利用确定性网络演算方法和仿真方法对生成网络的实时性能进行评估。

## 1 AFDX 网络拓扑生成

### 1.1 AFDX 网络模型

对 AFDX 网络研究一般采用离散事件的建模方法。离散事件建模的系统由模型实体以及实体之间的关系构成<sup>[10]</sup>。AFDX 网络拓扑由3部分组成:端系统、交换机和虚拟通信链路。AFDX 网络消息的通信过程由驻留于端系统的分区产生,并交由端系统上的虚拟链路来承载,虚拟链路从源端系统发出,经过交换机网络的静态路由转发,最后到达目的端系统分区中。AFDX 网络的拓扑结构具有一定灵活性,适应大中型飞机的航空电子综合化互联。

AFDX 网络模型主要由端系统和交换机组成,采用双冗余拓展型星型拓扑结构,异步传输模式,终端节点之间通过虚拟链路进行数据帧的交换。

#### 1) 端系统模型

AFDX 网络的端系统中存在 UDP/IP 协议处

理栈负责与应用分区的接口。端系统模型抽象如图1<sup>[10]</sup>所示。依据抽象出的结构模型,可将端系统细分为发送端系统和接收端系统。

#### 2) 交换机模型

交换机是具备网络收发功能的模型,内部通过总线和交换控制模块完成数据帧的交换转发功能,且交换机各端口相互独立。交换机端口具有接收和发送2种功能,在完成对数据的接收后查询配置表,即可将数据转发到目的端口。一组交换机端口从接收到发送的功能模型如图2<sup>[10]</sup>所示,交换机模型则由多个端口模型共同构成。

#### 3) 通信链路

AFDX 网络中的通信物理链路,指的是2个节点之间的连接。例如2个交换节点或1个交换节点和1个终端节点之间,它可以为消息传输提供给定的数率。此外,在一个物理连接中可能有多个逻辑链接。逻辑链接又叫虚拟链路(Virtual Link, VL),是消息源和其目的端之间的逻辑链

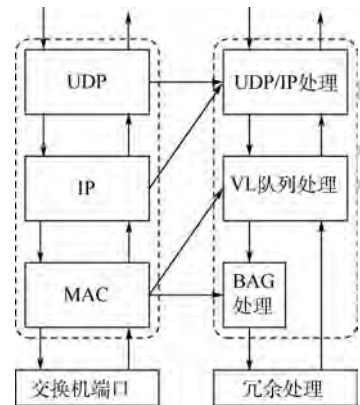


图1 端系统模型抽象图<sup>[10]</sup>

Fig.1 Schematic of end system model<sup>[10]</sup>

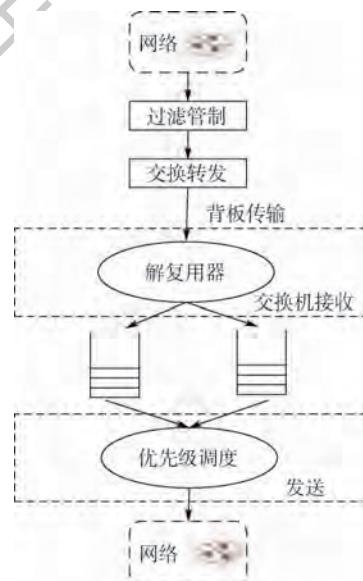


图2 一组交换机端口模型图<sup>[10]</sup>

Fig.2 One set of switch port models<sup>[10]</sup>

接,可以看作是用于消息交换的全局逻辑通道。通常,虚拟链路可以用带宽分配间隔和最大数据包长度来表示。

## 1.2 AFDX 网络拓扑生成算法

AFDX 网络中不同终端节点所承载的通信任务紧要程度不同,根据所承载任务的紧要程度,可以将终端节点分为 2 种类型,即核心处理节点与外围接入节点。核心处理节点承载了对实时性等性能要求较高的任务,同时也承载了部分对实时性要求较低的任务;外围接入节点所承载的任务对实时性等性能要求相对较低。因此,在 AFDX 网络拓扑生成算法中可将终端节点分成两类考虑。

网络拓扑生成算法将源终端节点与目的终端节点之间的数据交互规模加以考虑,AFDX 网络节点之间信息交互规模较大,任务通信较频繁,则需要尽量满足通信链路所经过的交换机跳数较少,使数据在传输过程中的延迟较小,保证数据传输的实时性。在 AFDX 网络中,消息具体的传输过程包含固定时延和有界时延。有界时延包括多路复用排队时延和链路传输时延,二者都与数据帧长紧密相关。考虑到 AFDX 网络拓扑中端节点之间边的实际意义与数据帧长的关系,将两节点之间存在所有 VL 的数据帧长度求和作为节点的度中心性抽象指标。

对于 AFDX 网络,两节点间通信帧长总和越大,表征节点度越大,就意味着这个节点的度中心性越高,说明该节点在 AFDX 网络中的数据交互规模庞大,任务通信繁杂。由于度中心性高的核心处理端节点占网络所有信息交互规模比重较大,因此需要将两节点之间的通信帧长总和以及交换机对于信息的处理转发能力加以考虑,按照核心处理节点占总终端节点的比例将端节点进行集合划分,尽可能减少虚拟链路经过交换机的跳数,降低数据传输的排队转发延迟以及链路传输延迟。在进行交换机连接拓扑的生成过程中,由于交换机需要对其上连接的所有端节点的数据进行存储转发操作,因此将划分集合后的端节点作为整体考虑,进行交换机连接判断。算法具体流程如下:

### 1) AFDX 网络配置设定

输入 AFDX 网络的交换机配置、各个终端节点的通信配置以及虚拟链路的配置。

在配置过程中,将 AFDX 网络中用到的交换机个数,交换机端口数以及交换机技术延迟等参数进行说明。将终端节点之间交互信息的属性进行说明,包括:源终端节点、目的终端节点、数据帧长,帧间间隔以及虚拟链路路由规则。

对于本算法虚拟链路的配置,其路径皆要遵循最短路径原则。

### 2) 核心处理节点集合划分

集合的数量等于交换机的数量,集合序号与交换机序号一一对应。选取某一核心处理节点作为种子节点,计算该节点与其他所有核心节点间所有 VL 的数据帧长和,并作为节点度,按照数据帧长和的大小对其他核心节点进行降序排列。在集合划分过程中,按照降序依次选择其他核心处理节点与种子节点划分到同一集合中,若某核心节点已经成为其他集合中的元素,则跳过该节点的划分。为了对交换机端口做出一定预留,根据核心节点占有所有节点数量的比例,在每个交换机上挂载核心处理节点的端口数占该交换机所有端口数的比例不超过该比例值。考虑交换机负载均衡的原因,为了避免将通信数据量规模较大的端系统分配到同一集合,挂载到同一交换机上,“集合划分”会分两轮进行。当集合第一轮分配结束后,还有剩余核心处理节点未划分,针对剩余每个核心节点,分别比较该节点与各个集合中已有的所有核心节点的数据帧长之和,选择和最大的集合,将该核心节点加入其中,直至所有核心节点划分结束。核心处理节点集合划分流程图如图 3 所示。

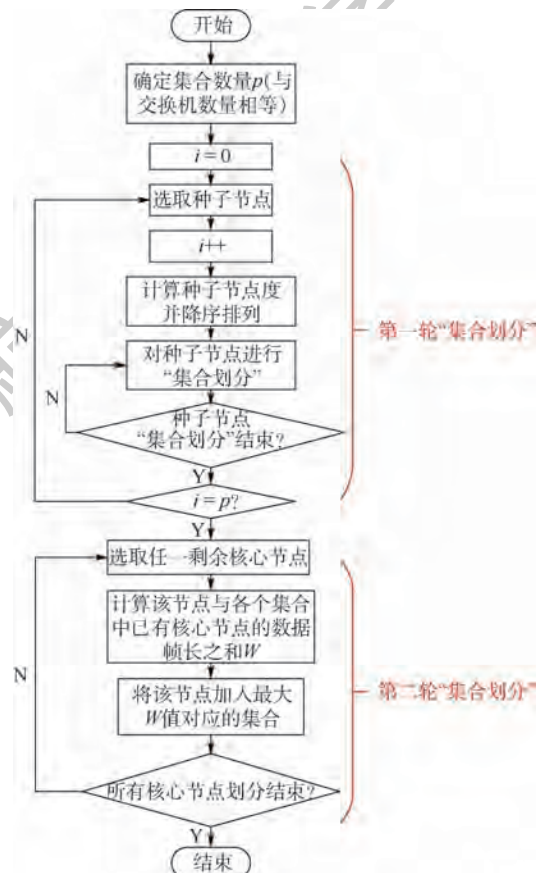


图 3 核心处理节点集合划分流程图

Fig. 3 Core processing node set division flowchart

### 3) 外围接入节点集合划分

对任意一个外围节点计算与各个集合中已有的每一个核心节点的所有 VL 通信数据帧长的总和,选择和最大的集合,将外围节点加入到该集合中,直至所有外围节点集合划分完毕。

### 4) 终端节点与交换机连接

将每个集合中的节点分别挂载到交换机上。

### 5) 交换机拓扑构建

分别将两集合内不同节点间的所有 VL 通信数据帧长求和,根据上述各集合间通信总帧长求集合间通信总帧长的平均值,将两集合通信总帧长大于平均值所对应的交换机进行连接。

算法简化示意图如图 4 所示。

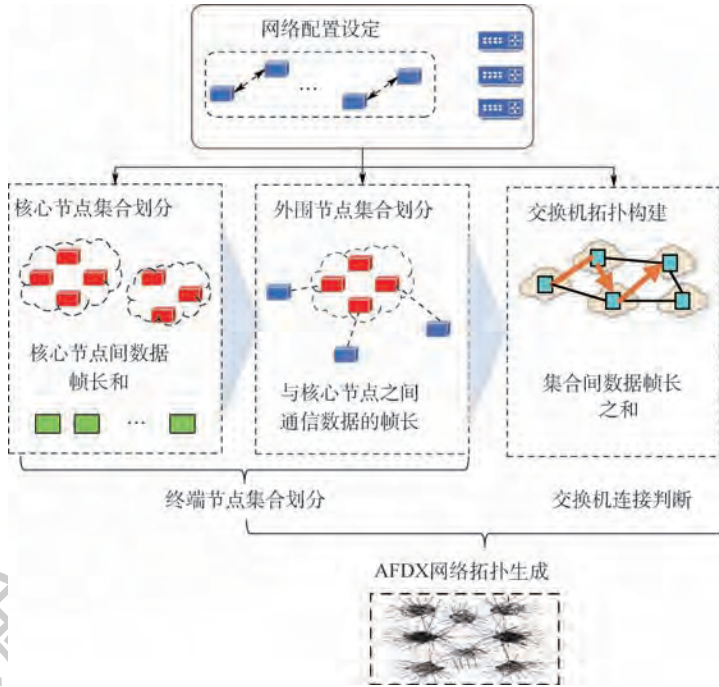


图 4 基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成算法

Fig. 4 AFDX network topology generation algorithm based on degree centrality

## 2 算法效能评估

### 2.1 算法评价

对于一个规划完成的 AFDX 网络,所有的终端节点的数据业务都是提前规定好的,而且网络拓扑一旦设计完成,交换机的路由转发也就固定不变。因此网络拓扑生成算法的实时性能可以根据数据流的端到端延迟进行评价。

参照空客公司提出的典型 AFDX 网络拓扑中交换机连接结构<sup>[11]</sup>,根据端系统之间通信联系紧密程度、信息交互数据量大小以及减少交换机发生拥堵可能性的均衡原则将端系统挂载到各个交换机上,由此构建由 8 个交换机(S1 ~ S8)和 24 个终端节点(E1 ~ E24)组成的互连网络如图 5 所示。

假定节点 1 ~ 16 承载的大部分任务实时性能较强,为核心处理节点;节点 17 ~ 24 承载的任务关键性较弱,为外围接入节点。

终端节点之间通信配置信息如表 1 所示。利用基于度中心性 AFDX 网络拓扑生成算法,生成

的网络拓扑如图 6 所示。

分别采用解析方法(网络演算)和仿真方法实现网络性能的分析与评价,依据于具体的网络和流量配置参数,探寻流量干扰影响,实现信息交互的端到端延迟评估。

### 2.2 解析方法

解析方法一般指利用数学建模方法计算消息端到端延迟上界,最常见的即为网络演算方法。确定性网络演算<sup>[12-13]</sup>是一种基于最小加代数(min-plus)理论的网络性能分析方法,通过到达曲线和服务曲线的约束来计算消息最坏情况下的延迟上限。网络演算中常用的核心公式包括到达曲线<sup>[14]</sup> $\alpha(t)$ 、服务曲线<sup>[15]</sup> $\beta(t)$ 以及延迟上界 $h(\alpha, \beta)$ ,延迟上界为到达曲线 $\alpha(t)$ 和服务曲线 $\beta(t)$ 之间的最大水平距离,由图 7 中标记有 $h(\alpha, \beta)$ 的水平箭头给出。图中: $\alpha_{\sigma, \rho}(t)$ 为数据流的到达曲线,表示数据流允许最大发度为 $\sigma$ ,且持续流量为 $\rho$ , $\beta_{c, T}(t)$ 为输出节点的服务曲线,表示具有固有技术时延为 $T$ ,输出速率为 $C$ 。

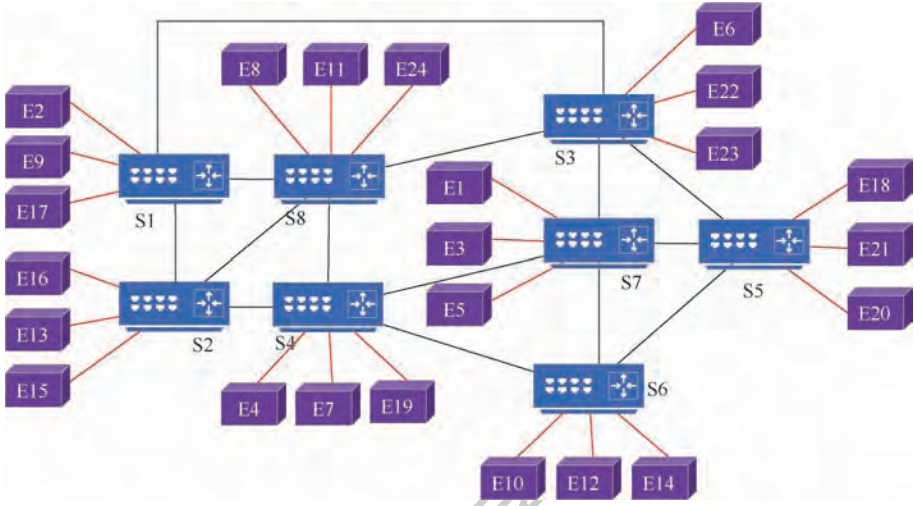


图 5 人为规划网络拓扑

Fig. 5 Artificially designed network topology

表 1 网络参数配置信息

Table 1 Network parameter configuration information

VL	源节点	目的节点	每条 VL 最大通信帧长/Byte	BAG/ms
1 ~ 50	1	3	540	128
51 ~ 100	1	5	334	32
101 ~ 110	1	23	200	32
111 ~ 160	2	9	1 510	64
161 ~ 210	2	17	55	64
211 ~ 260	2	24	100	32
261 ~ 280	2	4	144	32
281 ~ 330	4	7	670	8
331 ~ 380	4	19	126	4
381 ~ 430	5	20	203	4
431 ~ 480	6	16	132	16
481 ~ 530	6	23	411	16
531 ~ 560	7	6	90	16
561 ~ 590	7	19	46	2
591 ~ 620	8	11	76	32
621 ~ 680	8	17	23	64
681 ~ 730	10	2	258	64
731 ~ 780	10	8	560	32
781 ~ 810	11	9	640	8
811 ~ 840	11	8	710	32
841 ~ 870	13	16	861	16
871 ~ 880	14	12	96	16
881 ~ 900	15	13	147	64
901 ~ 1000	18	21	100	128
1001 ~ 1100	22	6	460	128
1101 ~ 1200	24	11	200	32
1201 ~ 1300	16	21	340	32
1301 ~ 1400	17	14	260	32

根据交叉通信且通信链路源和目的端涵盖大多数端节点的原则,由表 1 提取核心节点之间、核心节点与外围接入节点之间以及外围接入节点之间部分 VL 配置,如表 2 所示,利用确定性网络演

算方法进行数据流的端到端延迟计算来验证网络拓扑生成算法的实时性能,路径规划遵循最短路径原则,网络链路传输为 100 Mbit/s,交换机技术延迟为  $16 \mu\text{s}$ <sup>[16]</sup>。

在相同配置下人为规划网络拓扑与基于度中心性的 AFDX 网络拓扑生成算法生成的网络拓扑的端到端延迟对比,如图 8 所示。从图 8 中可以看出在 50 条 VL 组网规模下基于度中心性的拓扑生成算法生成的网络拓扑中 75% 的 VL 实时性能优于人为规划网络拓扑,且端到端延迟平均减小 9.37%。

### 2.3 仿真方法

利用 OMNet++ 平台构建网络仿真模型,模拟 AFDX 网络<sup>[17]</sup>,配置参数如表 1 所示,共 1 400 条 VL。网络链路传输为 100 Mbit/s,交换机技术延迟为  $16 \mu\text{s}$ <sup>[16]</sup>。

结果分析:利用仿真实验对比人为规划网络拓扑与基于度中心性的拓扑生成算法生成的网络拓扑的平均端到端延迟,如图 9 所示。在图 9 中,横坐标代表虚拟链路编号,纵坐标表示各条虚拟链路的平均端到端延迟,红色实线表示人为规划拓扑中不同虚拟链路的平均端到端延迟,蓝色虚线则表示算法生成拓扑的不同虚拟链路的平均端到端延迟。从图 9 中可以看出算法生成的网络拓扑中 94.3% 的 VL 实时性能优于人为规划网络拓扑,且平均端到端延迟平均减小 50.2%。然而虚拟链路编号 681 ~ 730 以及 781 ~ 810 处,算法生成拓扑的平均端到端延迟要略高于人为规划拓扑的端到端延迟。针对本案例,是由于承载上述虚拟链路必经的交换机上连接的皆为核心处理节点,且上述核心处理节点处理的数据规模相对于

其他核心节点较大,造成当前时刻交换机瞬时拥塞,引起转发排队延迟时间较长,增加了排队延

迟,因此导致这一小部分数据流端到端延迟没有明显改善。

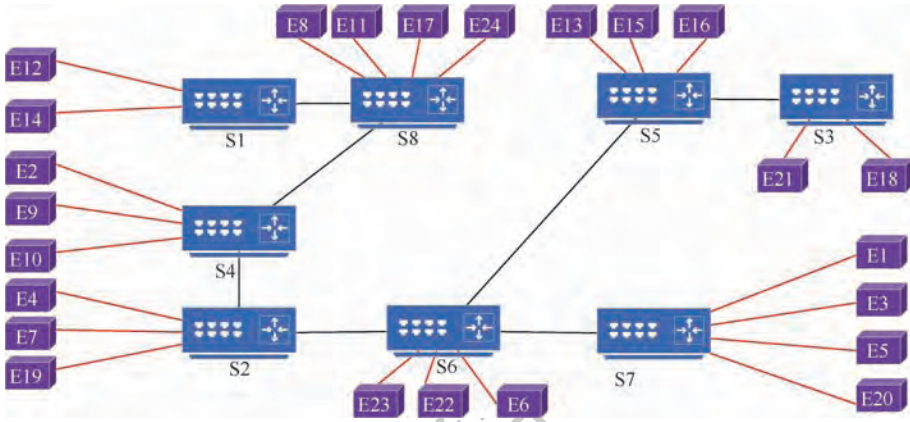


图6 算法生成网络拓扑

Fig. 6 Algorithm generated network topology

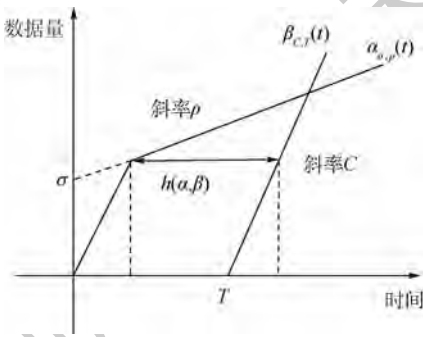


图7 确定性网络演算分析模型

Fig. 7 Deterministic network calculus analysis model

表2 网络演算配置信息

Table 2 Network calculus configuration information

VL	源节点	目的节点	每条 VL 最大通信 帧长/Byte	BAG/ms
1 ~ 5	1	3	540	128
111 ~ 116	2	9	1510	64
161 ~ 165	2	17	55	64
381 ~ 385	5	20	203	4
431 ~ 435	6	16	132	16
561 ~ 565	7	19	46	2
781 ~ 785	11	9	640	8
871 ~ 875	14	12	96	16
1101 ~ 1105	24	11	200	32
1301 ~ 1305	17	14	260	128

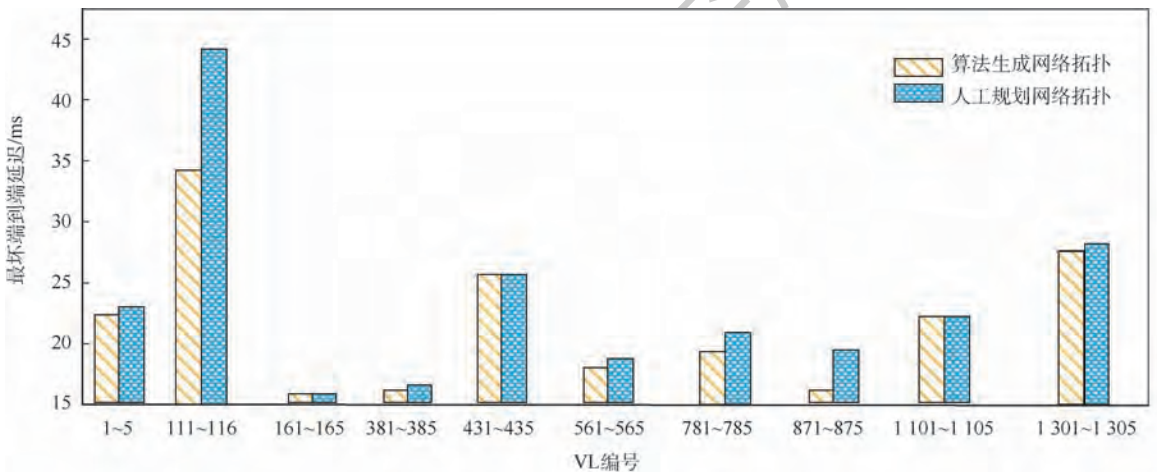


图8 网络演算对比人为规划网络拓扑和算法生成拓扑最坏端到端延迟

Fig. 8 Network calculus comparison of the worst end-to-end delay between artificially designed network topology and algorithm generated network topology

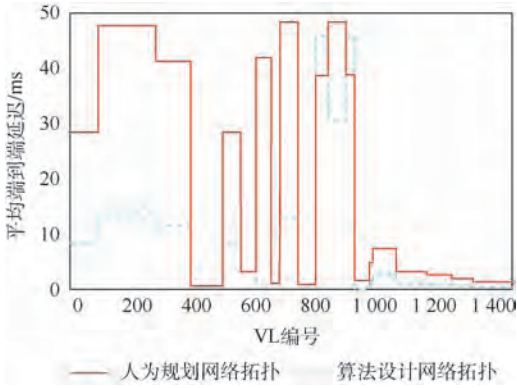


图9 人为规划拓扑和算法生成拓扑平均端到端延迟仿真对比

Fig.9 Simulation comparison of average end-to-end delay between artificially designed network topology and algorithm-generated topology

### 3 结 论

1) 本文基于复杂网络中的度中心性理论,以 AFDX 网络节点之间所有 VL 通信数据帧长之和为度,根据两节点间通信帧长总和,提出了适应于 AFDX 网络的拓扑结构生成算法。

2) 应用网络演算方法对比分析了人为规划的网络拓扑与自动生成算法生成的网络拓扑的实时性能。从计算结果可以看出自动生成算法生成的拓扑中 75% 的虚拟链路的实时性优于人为规划的拓扑。

3) 基于 OMNet++ 平台,设计人为规划拓扑与算法生成拓扑的行为仿真模型,对人为规划拓扑和算法生成拓扑实时性进行了仿真对比分析。在 1400 条数据流量的配置下,其中有 1320 条流量在算法生成拓扑中实时性能较好,较人为规划拓扑实时性提高了 50.2%;算法改善了大部分虚拟链路的实时性能,然而由于数据流突发等原因,增加了小部分虚拟链路的排队延迟,导致 80 条流量端到端延迟没有很大改善。

本算法以流量均衡分布和就近接入为目标,可以在绝大多数情况下为流量的接入交换和骨干交换提供一个平稳的流量交互网络拓扑,保证了大多数流量传输的实时性。从数据分析中也可以看出算法在很大程度上提高了 AFDX 网络的实时性能。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] WANG H C, NIU W S. Design and analysis of AFDX network based high-speed avionics system of civil aircraft[J]. *Advanced Materials Research*, 2012, 462: 445-451.

[ 2 ] SUTHAPUTCHAKUN C, SUN Z, KAVADIAS C, et al. Performance analysis of AFDX switch for space onboard data networks [J]. *IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems*, 2016, 52(4): 1714-1727.

[ 3 ] SHENG L, GUANG X, CHEN F, et al. A review on complex network dynamics in evolutionary algorithm[C]// *IEEE Trustcom/BigDataSE/ISPA*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 2221-2226.

[ 4 ] BATOOL K, NIAZI M A. Modeling the internet of things: A hybrid modeling approach using complex networks and agent-based models[J]. *Complex Adaptive Systems Modeling*, 2017, 5(1): 1-4.

[ 5 ] DOU B L, ZHANG S Y. Model for congestion dynamics on complex networks with traffic-awareness routing strategy[C]// *2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 5325-5330.

[ 6 ] 杨海涛. 复杂信息网络性能设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2014: 39-50.

YANG H T. Complex information network performance design [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2014: 39-50 (in Chinese).

[ 7 ] ANDRES V, LLOPIS L J. Topology control for wireless mesh networks based on centrality metrics [C]// *Proceedings of the 10th ACM Symposium on Performance Evaluation of Wireless Ad Hoc, Sensor, & Ubiquitous Networks*, 2013: 25-32.

[ 8 ] RACHMAN Z A, MAHARANI W. The analysis and implementation of degree centrality in weighted graph in social network analysis [C]// *2013 International Conference on Information and Communication Technology (ICICT)*, 2013: 72-76.

[ 9 ] PIOTR B, SKIBICKI K, KAZIENKO P, et al. A degree centrality in multi-layered social network [C]// *International Conference on Computational Aspects of Social Networks*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 19-21.

[ 10 ] 黄臻, 张勇涛, 熊华钢. 基于离散事件方法的 AFDX 建模与仿真 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2011, 37(10): 1326-1333.

HUANG Z, ZHANG Y T, XIONG H G. AFDX modeling and simulation based on discrete event method [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(10): 1326-1333 (in Chinese).

[ 11 ] 赵琳, 何锋, 熊华钢. 航空电子 AFDX 与 AVB 传输实时性抗干扰对比 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(12): 2359-2369.

ZHAO L, HE F, XIONG H G. Comparison of real-time anti-jamming transmission for avionics AFDX and AVB [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(12): 2359-2369 (in Chinese).

[ 12 ] ZHANG X, WANG Y. Research of AFDX network delay based on modified network calculus [C]// *IEEE International Conference on Network Infrastructure & Digital Content*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 178-181.

[ 13 ] SONI A, LI X, SCHARBARG J L, et al. Work in progress paper: Pessimism analysis of network calculus approach on AFDX networks [C]// *International Symposium on Industrial Embedded Systems (SIES)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1-4.

- [14] MOY M, ALTISEN K. Arrival curves for real-time calculus: The causality problem and its solutions [C] // International Conference on Tools & Algorithms for the Construction & Analysis of Systems, 2010: 358-372.
- [15] CIUCU F, BURCHARD A. A network service curve approach for the stochastic analysis of networks [J]. ACM Sigmetrics Performance Evaluation Review, 2005, 33(1): 279-290.
- [16] BAUER H, SCHARBARG J L, FRABOUL C. Improving the worst-case delay analysis of an AFDX network using an optimized trajectory approach [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2010, 6(4): 521-533.
- [17] REJEB N, SALEM A K, SAOUD S B. AFDX simulation based on TTEthernet model under OMNeT++ [C] // 2017 International Conference on Advanced Systems and Electric Technologies (IC\_ASET). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 423-429.

#### 作者简介:

王智宇 女, 硕士研究生。主要研究方向: 实时网络。

何锋 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 航空电子综合、实时调度、实时网络。

谷晓燕 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 复杂网络、数据分析与智能决策、风险管理。

## AFDX network topology generation based on degree centrality

WANG Zhiyu<sup>1</sup>, HE Feng<sup>1,\*</sup>, GU Xiaoyan<sup>2</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Information Management, Beijing Information Science & Technology University, Beijing 100192, China)

**Abstract:** With the development of mission requirements and technologies, avionics systems continue to evolve into deep integration, and the complexity of systems has brought enormous challenges to the design and verification of networks. How to realize real-time performance guarantee of avionics information interaction through network generation under restricted resources is an urgent problem to be solved. According to the relationship between the sum of the maximum communication frame lengths of all virtual links between terminal nodes, the avionics full duplex switched Ethernet (AFDX) network topology generation algorithm based on degree centrality theory is proposed to improve the existing topology design method that cannot control the avionics network in real time. All the terminal nodes are collectively divided according to the data frame length between the terminal nodes which is used as a measure of the degree of the node. The switch performs dynamic connection according to the data frame length of the terminal node in the set. Deterministic network calculus and simulation methods are used for performance evaluation of AFDX network topology generation algorithm based on degree centrality. The results show that 75% of the VLs' real-time performance in the network topology based on degree centrality is better than the original artificially designed network topology using the deterministic network calculus method under the networking of small-scale virtual link, and the end-to-end delay is reduced by on average of 9.37%. The results show that 94.3% of VLs real-time performance in the network topology based on degree centrality is better than the artificially planned network topology. And the end-to-end delay is reduced by 50.2% on average using the OMNeT++ simulation method under the networking scale of 1400 virtual links. Therefore, the results show that the topology generation algorithm based on degree centrality greatly improves the real-time performance guarantee of the network.

**Keywords:** network topology generation; degree centrality; deterministic network calculus; avionics full duplex switched Ethernet (AFDX); real-time performance

**Received:** 2019-03-22; **Accepted:** 2019-07-05; **Published online:** 2019-07-10 15:29

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190719.1043.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190719.1043.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (71701020); Equipment Per-Research Field Foundation (61403120404); Open Found of Tianjin Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance Key Laboratory of Civil Aviation University of China (2017SW02); Qin Xin Talents Cultivation Program of Beijing Information Science & Technology University (QXTCCP201707)

\* **Corresponding author.** E-mail: robinleo@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0521

# 无人驾驶矿用运输车辆感知及控制方法



李宏刚, 王云鹏, 廖亚萍, 周彬\*, 余贵珍

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 102206)

**摘 要:** 针对当前矿区生产作业效率低下、安全事故频发等问题,提出了一种矿用运输车辆无人驾驶感知及控制方法。感知部分,设计出基于激光雷达和毫米波雷达融合的多目标识别架构,在数据关联的基础上,应用基于卡尔曼滤波的联合概率数据关联(JPDA)算法实现矿区环境下多目标识别;控制部分,采用路径预瞄-跟踪的方式,将横向控制与纵向控制进行解耦,并通过反馈机制实时进行偏差修正,实现无人驾驶矿用运输车辆精准的横向与纵向控制。此外,搭建了矿车无人驾驶系统平台,在矿区不同场景下对上述感知及控制方法进行了测试。实验结果表明,感知算法能够实现道路可行驶区域的精确检测,并可识别出多种障碍物类型,控制算法在上下坡等场景下可实现无人驾驶矿用运输车辆纵向速度和横向位置的精准控制,满足实际应用需求。

**关键词:** 交通工程; 无人驾驶技术; 信息融合; 预瞄跟踪; 矿用运输车辆

**中图分类号:** U471.15

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2019)11-2335-10

一方面,随着矿区工业化、机械化、信息化的突破变革,采矿工程系统日益庞大复杂。另一方面,矿山道路环境复杂,极易引发车辆碰撞及侧翻事故,且矿区偏远封闭,调度通信设备落后,生产作业效率低下。因此,矿车生产作业和安全保障面临着巨大挑战,亟需高效、安全、智能的运输解决方案。

伴随着人工智能、传感检测等高新技术的不断突破,无人驾驶技术成为当前汽车领域的研究热点<sup>[1]</sup>。其智能感知和控制技术能够实现矿用运输车辆无人运输作业<sup>[2-5]</sup>。同时,矿用运输车辆运行路线固定、且矿区道路封闭,为无人驾驶技术提供更有利的实施空间。因此,矿用运输车辆无人驾驶受到了越来越多的科研机构及相关企业的关注。

目前,国外主要有5家大型矿用汽车制造商,包括卡特彼勒、小松、利勃海尔、日立建机和别拉斯<sup>[6]</sup>。其中小松是第一个在采矿行业将自动运输系统商行化的制造商,其自动运输系统(Autonomous Haulage System, AHS)是一个综合性的矿山车队管理系统,通过在矿用卡车装载高精度GPS、障碍物检测系统、控制器以及无线网络系统实现了无人装载、运输和卸载循环的自动化运行。力拓在西澳大利亚West Angela铁矿对日本小松无人操作运输系统进行了试验,汽车由离矿区1500 km的操作中心控制,取得了较好的效果。在安全保障和效率提高2个关键目标的推动下,卡特彼勒于20世纪80年代便开始了自动化矿卡的研发,通过集成车队、地形、检测与控制指令,开发出了最新型的Minestar驾驶系统,实现有效载

收稿日期: 2019-09-24; 录用日期: 2019-10-14; 网络出版时间: 2019-10-29 15:23

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191029.1442.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191029.1442.001.html)

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0101001)

\*通信作者: E-mail: binzhou@buaa.edu.cn

**引用格式:** 李宏刚, 王云鹏, 廖亚萍, 等. 无人驾驶矿用运输车辆感知及控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2335-2344. LI H G, WANG Y P, LIAO Y P, et al. Perception and control method of driverless mining vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2335-2344 (in Chinese).

重为240 t的矿卡无人化操作。而在国内,矿用卡车制造企业虽然已经达到了14家<sup>[7]</sup>,包括内蒙古北方重型汽车股份有限公司、秦皇岛天业通联重工股份有限公司、三一集团有限公司、中国重型汽车集团有限公司、郑州宇通重工有限公司、陕西同力电气有限公司、泰安航天特种车有限公司等制造商,都已试制出无人矿车或宽体改装车。其中内蒙古北方重工业集团有限公司172 t无人驾驶电动轮矿车在包钢集团针对矿山现场作业流程进行了测试;数字矿山装备企业以实现采矿效率的最优化为目标,很早之前就开始着手研制无人驾驶系统,以解决轨迹运行不可控的问题。但各研发单位对无人驾驶技术的侧重点不同,导致矿区无人驾驶落地规模应用困难。

无人驾驶矿用运输车辆的关键技术主要包括智能感知技术和车辆控制技术。其中,智能感知设备主要包括相机、激光雷达和毫米波雷达,国内外研究者们提出了许多城市道路环境下的障碍物检测及识别方法,主要包括基于单一传感器的方法<sup>[8-10]</sup>、基于视觉和激光雷达信息融合的方法<sup>[11-13]</sup>。但矿区作业光线较暗,夜晚车辆交互作业时易出现增光、补光等光线突变现象,并且车辆行驶过程中前方常存在大量灰尘,基于视觉的方法难以适应矿区车辆运行环境;单一激光雷达会将灰尘作为检测目标而造成较高的误识别。在轨迹跟踪控制技术研究方面,目前使用最多的算法主要包括预瞄控制方法<sup>[14]</sup>、模型预测控制算

法<sup>[15]</sup>、线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)跟踪算法<sup>[16]</sup>等,但这些算法设计是基于城市道路环境下运行的车辆,且主要采用位置偏差进行跟踪控制。而矿区实际环境恶劣、地面附着条件较低、道路弯曲程度较大,横向和纵向的联合控制是必然要求。

为了提高矿区生产作业的高效性和安全性,促进无人驾驶矿用运输车辆产业化发展,本文结合国内矿山实际运输环境,对无人驾驶环境感知和轨迹跟踪等关键技术进行研究。设计矿区环境下的道路、车辆以及其他障碍物识别算法,并基于预瞄-跟踪实现车辆横向和纵向自主联合控制,最终形成矿区运输车辆的无人驾驶系统体系,加快矿用运输车辆向完全无人化的演进步伐。

## 1 矿区无人驾驶运输车辆系统设计

如图1所示,在矿区工作环境下,无人驾驶矿用运输车辆利用感知设备实时采集周围环境信息,并利用感知模块依次进行激光雷达和毫米波雷达联合标定、数据关联以及信息融合,最终实现前方道路可行驶区域检测以及周围障碍物信息识别,并将感知结果发送至规划控制模块。结合矿用运输车辆动力学特性,规划控制模块利用路径跟踪技术进行车辆横向和纵向运输状态控制,从而实现车辆在可行驶区域内的安全行驶。

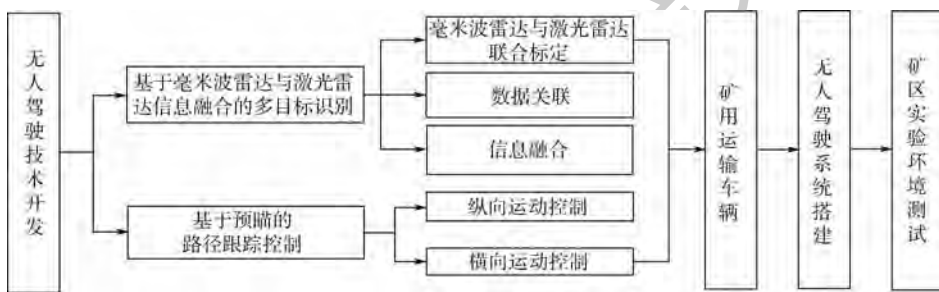


图1 矿用运输车辆无人驾驶研究技术路线

Fig. 1 Technical research route of driverless technology for mining vehicles

## 2 关键技术

### 2.1 基于毫米波雷达与激光雷达融合的无人驾驶矿用运输车辆环境感知

本文选取毫米波雷达和激光雷达2种感知传感器搭建无人驾矿用运输车辆障碍物检测系统。

面对矿区复杂多变的天气条件及矿尘飞扬的环境条件,低成本传感器检测精确度及鲁棒性是

无法应对的,激光雷达、毫米波雷达等传感器是保证无人矿车安全运行的必备需求。此外,由于矿区的行驶环境与城市道路行驶环境有着很大的区别,在矿用运输车辆的行驶过程中,除了会遇到车辆和行人之外,还会遇到各种石块和坑洼,同样会影响车辆的行驶安全。单一传感器很难满足矿区无人驾驶环境的高精度、实时性的要求。激光雷达具备探测距离远、检测精度高的优势,但无法适

应雨雪雾霾天气及  $-40^{\circ}\text{C}$  低温环境,因此需要对激光雷达进行严格选型;毫米波雷达可穿透灰尘、可全天候工作且不受天气影响,但检测精度不够高。因此,本文对两者进行优势互补,在单传感器检测的基础上提出基于毫米波雷达和激光雷达融合的多目标检测方法。在传感器工作时,采用固定目标对每个传感器进行校准,运行过程中采用多传感器冗余控制,如障碍物位置采用毫米波和多线激光雷达共同获取,道路边缘采用单线激光雷达和多线激光雷达共同获取。

### 2.1.1 毫米波雷达和激光雷达联合标定

毫米波雷达和激光雷达的联合标定是信息融合的基础,能够将两者测量数据从异步状态转换到同步状态,使它们保持时间统一和空间统一。其中,时间统一是从 2 种传感器的采样速率中选取较大的采样速率为基准,大采样速率传感器每采集 1 Hz 数据,选取小采样速率传感器上 1 Hz 缓存的数据进行匹配,从而实现 2 种传感器在时间上同步采集数据;而空间统一是建立精确的毫米波雷达坐标系、激光雷达坐标系和三维世界坐标系之间的坐标转换关系,将 2 种传感器坐标的测量值转换到同一坐标系中,以实现多传感器数据在空间中的匹配。

### 2.1.2 数据关联

数据关联是整个多目标检测跟踪系统中的核心问题,需要建立传感器所获得的目标测量数据与历史测量数据间的距离关系,以进行目标匹配。由于马氏距离表示数据的协方差距离,可以同时兼顾目标横向距离和纵向距离,且不受测量单位干扰,因此本文选取马氏距离  $d_s$  进行数据关联。利用马氏距离得到评判式为

$$d_s = \sqrt{(\mathbf{z}'_{k|k-1} - \mathbf{z}_1(k))^T \mathbf{S}^{-1} (\mathbf{z}'_{k|k-1} - \mathbf{z}_1(k))} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{z}_1(k)$  为当前  $k$  状态下传感器观测值;  $\mathbf{z}'_{k|k-1}$  为当前  $k$  状态下根据  $k-1$  状态观测值推算出的预测值;  $\mathbf{S}^{-1}$  为 2 个样本的协方差矩阵。

根据 Bar-shalom 和 Fortmann<sup>[7]</sup> 提出的 Gating 方法确定预测值和观测值的马氏距离阈值  $c$ , 以判断观测值是否为预测目标,即

$$V_k = \{ \mathbf{z}; d_s \leq c \} = \{ \mathbf{z}; \sqrt{(\mathbf{z}'_{k|k-1} - \mathbf{z}_1(k))^T \mathbf{S}^{-1} (\mathbf{z}'_{k|k-1} - \mathbf{z}_1(k))} \leq c \} \quad (2)$$

当观测值满足上述马氏距离阈值条件  $V_k$ , 则认为观测值是有效的。据统计,当  $c=3$  时,观测值在有效区域内的概率为 99%。

### 2.1.3 基于联合概率数据关联的数据融合算法

在本研究中,由于每个目标(行人或车辆)最终都具有一个有效的观测值;各目标之前的存在和运行都是相互独立无关联的;同时状态方程和观测模型所产生的高斯白噪声均能满足高斯分布。因此,本文选取基于卡尔曼滤波的联合概率数据关联(Joint Probabilistic Data Association, JPDA)算法进行毫米波雷达和激光雷达的数据融合,如图 2 所示。

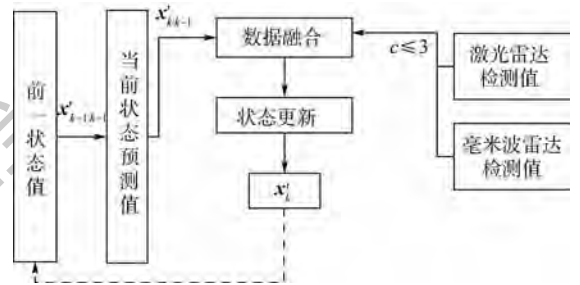


图 2 JPDA 算法流程图

Fig. 2 Flowchart of JPDA algorithm

如图 2 所示,JPDA 算法的状态估计原理同卡尔曼滤波基本一致,通过前一状态传感器的估计值给出当前状态的预测值,同时通过当前测量值匹配后实现观测值的更新,通过卡尔曼增益完成当前目标的状态更新。具体算法流程如下:

根据研究对象给出系统的状态方程为

$$\mathbf{x}_{i,k} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_{i,k-1} + \mathbf{v}_k \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{x}_{i,k}$  表示第  $k$  次状态下,第  $i$  个目标的状态向量;  $\mathbf{v}_k$  为平均值是 0 的高斯白噪声;  $\mathbf{F}_k$  为系统参数向量,其协方差矩阵为  $\mathbf{Q}_k = \mathbf{E}(\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T)$ ;  $n$  为观测标数。

本文融合感知系统只有毫米波雷达和激光雷达 2 个传感器,因此每个目标最多只有 2 个观测值,则观测值和真实状态的关系为  $\mathbf{z}_{ij,k} = \mathbf{H}_j \mathbf{x}_{i,k} + \mathbf{w}_{j,k}$ ,  $j=1, 2$ , 其中  $\mathbf{z}_{ij,k}$  表示第  $i$  个目标在  $k$  时刻被第  $j$  个传感器检测并输出的观测值;  $\mathbf{H}_j$  为转化矩阵;  $\mathbf{w}_{j,k}$  为高斯白噪声,平均值也是 0,其协方差满足  $\mathbf{E}(\mathbf{w}_{j,k} \mathbf{w}_{j,k}^T) = \mathbf{R}_j$ ,与传感器类型有关。

利用  $k-1$  时刻的状态值,使用卡尔曼滤波对上一步状态值和观测值进行预测得

$$\begin{cases} \mathbf{x}'_{i,k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}'_{i,k-1|k-1} \\ \mathbf{z}'_{ij,k|k-1} = \mathbf{H}_j \mathbf{x}'_{i,k|k-1} \end{cases} \quad (4)$$

则本周周期( $k$ 时刻)的状态更新为

$$\mathbf{x}'_{ij,k} = \mathbf{x}'_{ij,k|k-1} + \mathbf{K}_{ij} (\mathbf{z}_{ij,k} - \mathbf{z}'_{ij,k|k-1}) \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{x}'_{ij,k}$  表示第  $i$  个目标根据第  $j$  个传感器输出的观测值状态更新后的值;  $\mathbf{K}_{ij}$  为本系统的卡尔曼增益矩阵。

更新预测值与观测值的协方差矩阵为

$$P_{i,k|k-1} = F_k P_{i,k-1|k-1} F_k^T + Q_k \quad (6)$$

更新卡尔曼增益矩阵:

$$K_{ij} = P_{i,k|k-1} H_j^T (H_j P_{i,k|k-1} H_j^T + R_j)^{-1} \quad (7)$$

对估计值进行更新,采用加权平均法融合毫米波雷达和激光雷达:

$$x'_{i,k|k} = \sum_{j=0}^2 \beta_j x'_{ij} \quad (8)$$

式中: $\beta_{ij}$ 为第*i*个目标产生的第*j*个传感器观测值的概率。则状态协方差更新如式(9)所示:

$$P_{i,k|k} = \sum_{j=0}^2 \beta_j (P_{i,k|k-1} - K_{ij} (H_j P_{i,k|k-1} H_j^T + R_j) \cdot K_{ij}^T + \eta_j) \quad (9)$$

式中: $\eta_j$ 为假设偏差,定义为

$$\eta_j = (x'_{ij} - x'_{i,k|k}) (x'_{ij} - x'_{i,k|k})^T \quad (10)$$

进行 $\beta_{ij}$ 的求解,按照泊松分布理论得到

$$\beta_{ij} = \frac{\exp\left(-\frac{1}{2} \gamma_{ij}^T (H_j P_{i,k|k-1} H_j^T + R_j)^{-1} \gamma_{ij}\right)}{\sum_{j=0}^2 \exp\left(-\frac{1}{2} \gamma_{ij}^T (H_j P_{i,k|k-1} H_j^T + R_j)^{-1} \gamma_{ij}\right)} \quad (11)$$

式中: $\gamma_{ij} = z_{ij,k} - z'_{i,k|k-1}$ 为观测值和预测值的残差向量。

## 2.2 基于预瞄的路径跟踪控制

### 2.2.1 路径预瞄跟踪设计

为了使得无人驾驶矿用运输车辆沿矿区内固定路径行驶,保证车辆轨迹跟踪的距离误差尽可能小,提出一种用于无人驾驶矿用运输车辆的路径跟踪技术,具体步骤如下:

1) 将规划好的期望路径轨迹点存放在在轨迹跟踪器以及方向、速度控制器中。车辆规划轨迹的路径点具体包括路径点的横纵坐标,曲线弧长以及车辆纵向期望车速,其中路径点的坐标是位于绝对坐标系中的坐标。

2) 通过无人驾驶矿用运输车辆的环境感知系统和车速实时检测系统,将车辆当前状态信息发送给路径跟踪器和纵向、横向控制器进行相应规划。

3) 基于无人驾驶矿用运输车辆的实时坐标,依照车辆实时行驶方向,向前方预瞄距离*d*,并确定预瞄得到的坐标点( $X_p, Y_p$ ):

$$\begin{cases} X_p = X_0 + d \cos \theta_0 \\ Y_p = Y_0 + d \sin \theta_0 \end{cases} \quad (12)$$

式中:( $X_0, Y_0$ )为在绝对坐标系下的车辆当前位置坐标; $\theta_0$ 为绝对坐标系下的车辆与当前的道路切角。

4) 根据预瞄得到的位置坐标( $X_p, Y_p$ )与步骤1)中的规划轨迹进行相似性确定,包括预瞄点相对于期望轨迹的横向位置偏差、当前车辆行驶

方向与规划路径的角度偏差以及车辆实时车速与期望车速的偏差。

5) 路径跟踪以及方向、速度控制器采用PID控制,通过计算坐标偏差和方向偏差联合控制车辆纵向和横向运动。

### 2.2.2 纵向运动控制

纵向运动控制主要是通过纵向速度跟随控制来实现,为了保证行驶过程的平稳,车辆按照固定加速度去控制车辆的速度。参照预瞄跟踪技术,假设车辆从起始点以固定加速度运动到预瞄点,轨迹点上离车辆最近的点的坐标为( $x_1, y_1, s_1, v_{x,1}$ ),预瞄点处的期望状态为( $x_2, y_2, s_2, v_{x,2}$ ),根据匀加速运动公式,则获得车辆的参考加速度 $a_{ref}$ :

$$a_{ref} = \frac{v_{x,2}^2 - v_{x,1}^2}{2(s_2 - s_1)} \quad (13)$$

根据驾驶员经验,参考加速度范围应限制在 $-4 \sim 2 \text{ m/s}^2$ 。

考虑到矿山作业过程中车辆经常会出现上坡、下坡以及负载变化,对此引入速度误差反馈。通过对比期望车速与实际车速得到车速误差,随后在速度控制器中得到期望加速度,通过感知车辆实际加速度,计算加速度误差,根据误差添加纵向力补偿,从而实施加速或减速策略。为减少建模等噪声的影响,执行过程中添加了低通滤波单元来增加控制的精度。纵向控制系统流程如图3所示。

### 2.2.3 横向运动控制

由于矿山运输车辆在进行作业过程中,车速几乎不变且车速相对较低,因此可以采用阿克曼运动模型分析车辆横向运动。图4显示为车辆沿曲率半径为*R*的期望圆弧行驶的情况,*o*为预瞄误差;预瞄点到曲线中心的距离为*h*;假设车辆沿着期望路径稳定行驶,误差为0,则此时 $v_y = r = 0$ ,其中 $v_y$ 为车辆横向车速,*r*为横摆角速度,*g*为重力加速度,从而得到车辆模型方程式(14)。

$$-\begin{bmatrix} \frac{-C_{af} + C_{car}}{M_{CG}u} & -u + \frac{bgC_{af} + aC_{car}}{M_{CG}u} \\ \frac{bgC_{af} + aC_{car}}{I_z u} & -\frac{a^2 C_{af} + b^2 g C_{car}}{I_z u} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_y \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_{af}}{M_{CG}} \\ \frac{agC_{af}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: $I_z$ 为车辆绕*z*轴的转动惯量;*a*、*b*分别为车辆前轴轴距以及后轴轴距; $M_{CG}$ 为整车装备总质量;*u*为车辆纵向车速; $C_{af}$ 、 $C_{car}$ 分别为前、后轮的侧偏刚度。

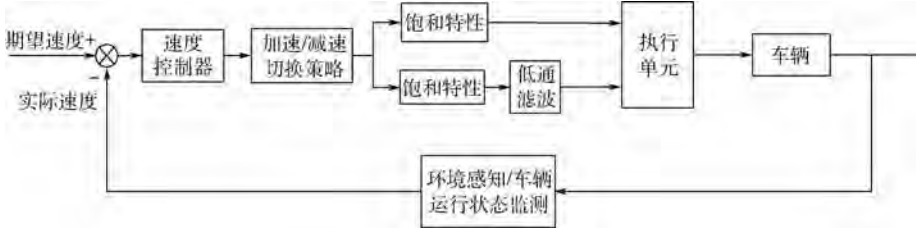


图 3 纵向控制方案

Fig. 3 Longitudinal control scheme

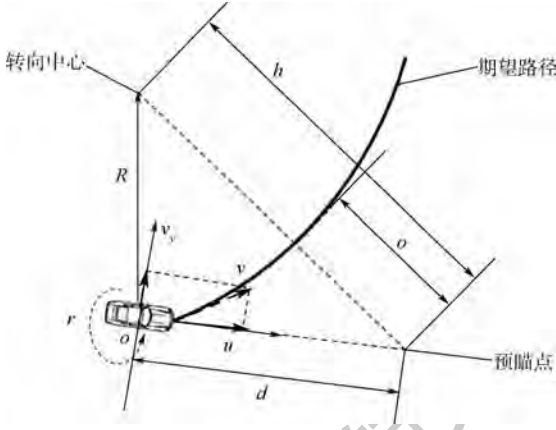


图 4 车辆圆周运动示意图

Fig. 4 Schematic diagram of circular motion of vehicle

按照式(14),稳定行驶下横向速度  $v_y$  可以表示成为

$$v_y = Tgr \quad (15)$$

式中:

$$T = b - \frac{aM_{cc}u^2}{C_{ar}(a+b)} \quad (16)$$

则期望的方向盘转角  $\delta_{ss}$  与预瞄误差  $o_{ss}$  之间的传递函数可表示为

$$\frac{\delta_{ss}}{o_{ss}} = \frac{1}{\sqrt{R^2 - T^2}} \left[ a + b - \frac{M_{cc}(agC_{af} - bC_{ar})}{(a+b)C_{af}C_{ar}} \right] \frac{1}{\sqrt{d^2 + R^2 + 2dT - R}} \quad (17)$$

由于不同车速下的预瞄距离对控制精度的影响不同,二次化预瞄距离  $d_{pre}$ , 以此提高车辆稳定,如式(18)所示:

$$d_{pre} = kt_{pre}gv_x^2 + d_0 \quad (18)$$

式中: $t_{pre}$  为预瞄时间; $v_x$  为当前车辆纵向速度; $d_0$  为固定的预瞄距离; $k$  为比例系数。

在预瞄跟踪过程中,考虑到车辆的航向角对于车辆横向移动有很大影响,且由于矿山场景内横向距离误差要求,建立基于航向角误差及横向距离误差的横向闭环反馈。

图 5 中,  $\Psi$  为车辆行驶的航向角,  $\Psi_r$  为期望航向角,  $\Psi_p$  为预瞄位置期望航向角。横向控制过程中,期望航向角包括当前位置期望航向角及预瞄位置期望航向角,分别计算当前状态误差  $e_c$ 、

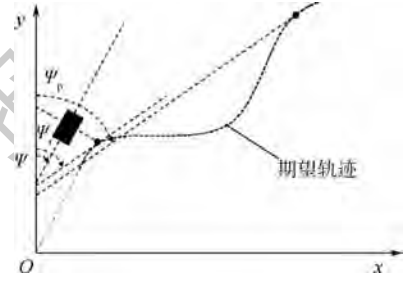


图 5 车辆航向角误差反馈

Fig. 5 Error feedback of vehicle heading angle

$e_p$ , 可定义为

$$e_c = \Psi_r - \Psi \quad (19)$$

$$e_p = \Psi_p - \Psi \quad (20)$$

根据实际场景测试,选用比例控制方案  $K_{cp}$ 、 $K_{pp}$  来实现车辆的航向角控制,从而获得航向角反馈增量  $\Delta\delta_i$ , 即

$$\Delta\delta_i = K_{cp}e_c + K_{pp}e_p \quad (21)$$

由于矿山环境复杂,高低起伏大,车辆横向精度要求严苛,积分控制具有消除稳态误差,因而在此基础上建立基于横向距离误差反馈的比例积分控制方案,计算  $t$  时刻横向距离误差  $e_l(t)$ :

$$e_l(t) = l_r(t) - l_c(t) \quad (22)$$

式中: $l_c$  为  $t$  时刻车辆相对道路中心位置距离; $l_r$  为  $t$  时刻参考轨迹相对道路中心位置距离。

通过比例积分控制方案  $K_{ip}$ 、 $K_{ii}$ , 实现车辆横向距离控制,从而获得横向距离反馈增量  $\Delta\delta_i$ , 即

$$\Delta\delta_i = K_{ip}e_l(t) + K_{ii}(e_l(t-1) + e_l(t))\Delta t \quad (23)$$

式中  $e_l$  为横向距离误差。

结合上述计算得到的方向盘输出转角,可得最终方向盘转角  $\delta$  输出应为

$$\delta = \Delta\delta_i + \delta_{ss}\delta + \Delta\delta_i \quad (24)$$

基于车身的实时状态以及周围环境信息,横向控制器根据期望方向盘转角计算出相应的转向轮转向角度,并将控制角度指令传送到转向驱动器,驱动转向机构完成相应操作并反馈转向状态信息。车辆在转向过程中,基于自身状态不断纠正方向偏差,输出方向盘转角  $\delta$  信息,以调整转向轮的转向角度,最终实现车辆的横向控制。

车辆横向控制方案如图 6 所示。

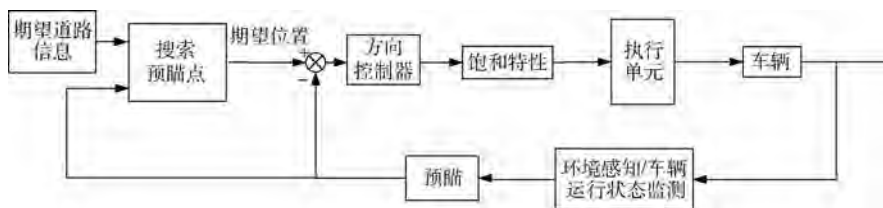


图6 横向控制方案

Fig.6 Vehicle lateral control scheme

### 3 矿用运输车辆驾驶系统平台测试

#### 3.1 系统平台搭建

矿用运输车辆无人驾驶系统的硬件结构如图7所示,包括测试车辆、工控机、分布式智能计算单元(Distributed Intelligent Computing Unit, DICU)、毫米波雷达、激光雷达单元、惯导模块、急停机箱和电源模块等。测试车辆是TLD90非公路宽体自卸车,工控机型号是ARK-3500P-00A1E,毫米波雷达型号为DNMWR004,激光雷达单元分为带有旋转平台的单线激光雷达(型号为LMS511-10100-PRO),以及四线激光雷达(型号为MRS1104C-111011),惯导模块包括惯导以及前后天线,模块型号是XW-GI5651,急停机箱内置有24V电源模块,搭配紧急制动按钮手柄和5G无线通信模块,其中5G无线通信模块用于系统云平台与无人矿车的远程指令传输;电源箱包括了12V以及220V电源输出,其中220V电源输出是12V电源经过升压模块升压后输出,用来保障驾驶机器人电机的运行,12V电源为各传感器模块供电。

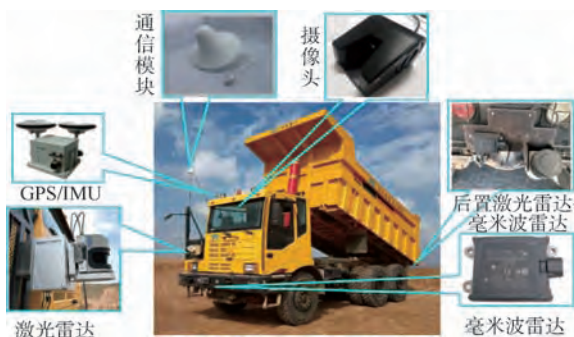


图7 矿用运输车辆无人驾驶系统组成

Fig.7 Composition of driverless system for mine transportation

#### 3.2 感知模块测试

为验证感知模块在不同场景下检测障碍物类型的适应性,同时验证车辆对道路可行驶区域

的检测效果,本文设置3种常见的矿区工况,分别进行检测:①在高低不平的泥土路上,周围20m内具有较多不规则障碍物的工况;②轿车在自动驾驶矿卡前方绕圈行驶,并带起一定密度扬尘的工况;③矿区正常作业时,大型卡车较多且密度较大的工况。

如图8所示,无人驾驶矿用运输车辆具备较好的道路可行驶区域检测效果,其中深色点云数据队列显示的是道路两边的挡土墙。图9表明,无人驾驶矿用运输车辆对20m以内的行人和周围其他障碍物有较好的检测效果。图10表明,激光雷达可以滤除灰尘影响,并能够较好地检测和追踪轿车。图11表明,感知系统在车辆正常作业时对卡车和周围障碍物有较好的检测效果。

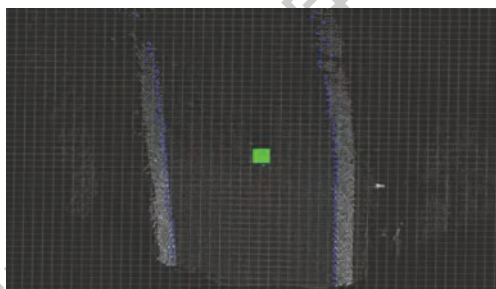


图8 对道路可行驶区域的检测效果

Fig.8 Detection effect of road drivable area

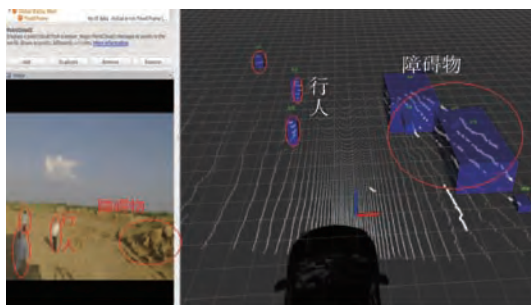


图9 对行人和路边障碍物的检测效果

Fig.9 Detection effect of pedestrian and roadside obstacles

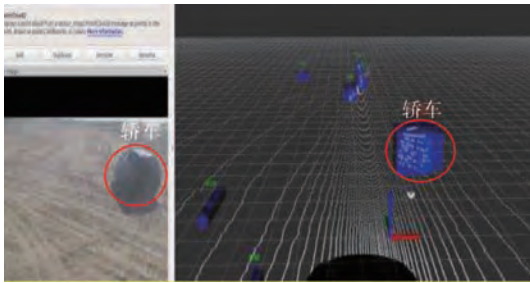


图 10 对轿车的检测效果

Fig. 10 Car detection effect

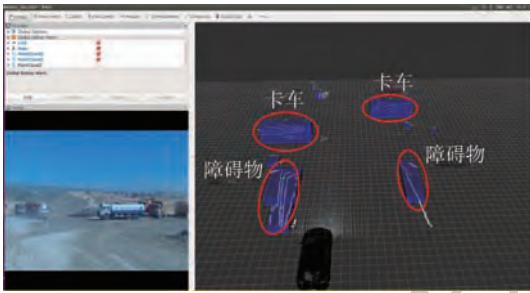


图 11 对卡车和路边障碍物的检测效果

Fig. 11 Detection effect of trucks and roadside obstacles

### 3.3 轨迹跟踪控制测试

#### 3.3.1 测试场景选取

根据矿车的工作状况,选取装载点及卸载点停靠、弯道行驶以及上下坡行驶 3 种场景进行轨迹跟踪测试。

#### 3.3.2 测试结果分析

1) 装载点及卸载点停靠测试。装载点横向偏差在 0.5 m 左右,纵向偏差超过 1 m(见图 12),航向偏差远小于要求值 5°。卸载点横向偏差在 0.5 m 以内,5 次数据有 2 次超过 0.3 m,纵向偏差 1.5 m 左右(见图 13),航向偏差远小于要求值 5°。图中深色为采集路径,浅色为实际跑车路径。

2) 弯道行驶测试。在不同曲率弯道下的测试结果差别比较明显,如图 14 及图 15 所示。

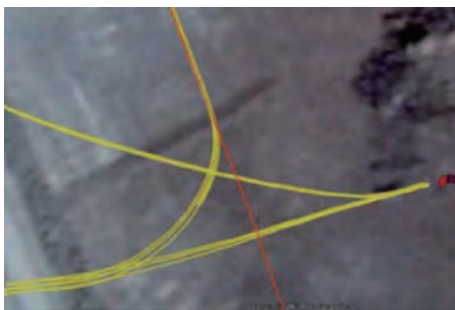


图 12 装载点停靠路径

Fig. 12 Docking path of mount point



图 13 卸载点停靠路径

Fig. 13 Docking path of unloading point



图 14 曲率最大时轨迹

Fig. 14 Trajectory with maximum curvature

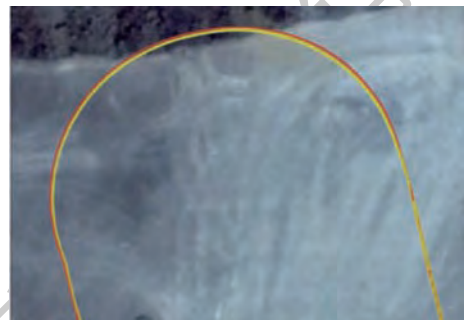


图 15 曲率较小时轨迹

Fig. 15 Trajectory with small curvature

3) 上坡、下坡速度偏差和横向偏差测试。为确保测试结果可靠性,本研究进行了 2 次上下坡测试:第 1 次上坡速度最大偏差 4.7 km/h,上坡横向最大偏差 -0.49 m,下坡速度最大偏差 -2.89 km/h,下坡横向最大偏差 -0.49 m,如图 16 所示;第 2 次上坡速度最大偏差 4.63 km/h,上坡横向最大偏差 -0.38 m,下坡速度最大偏差 -2.64 km/h,下坡横向最大偏差 -0.37 m,如图 17 所示。虽然上下坡速度控制效果一般,但上下坡横向偏差均在合理要求范围内。

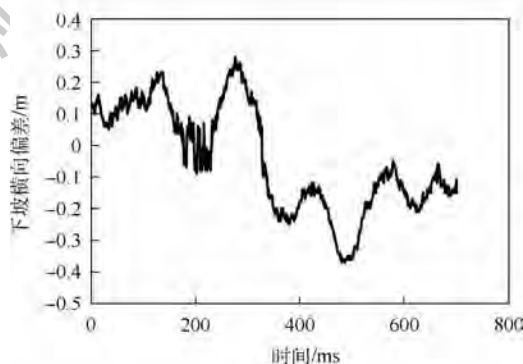
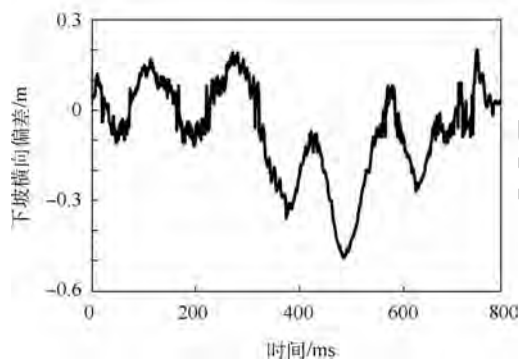
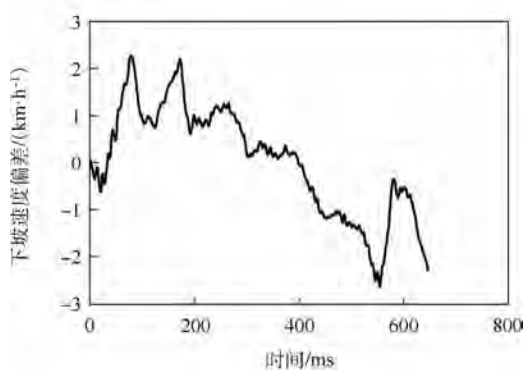
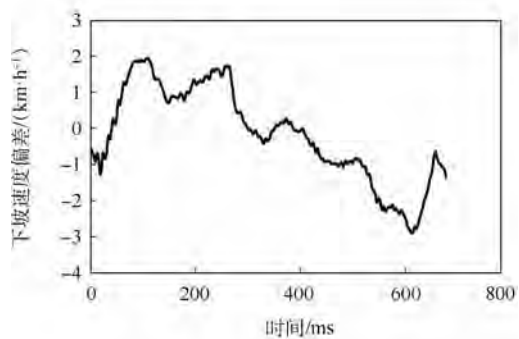
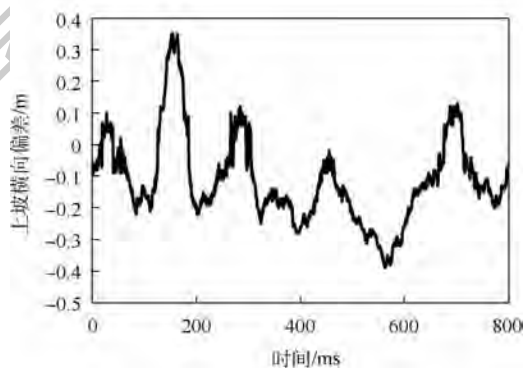
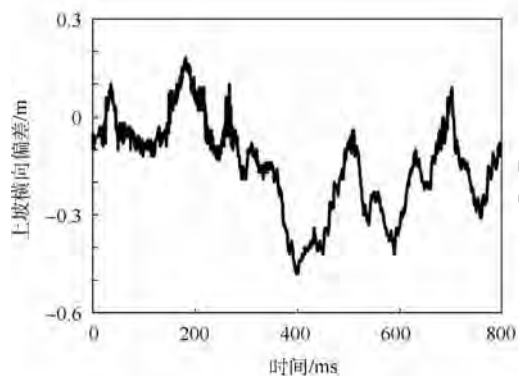
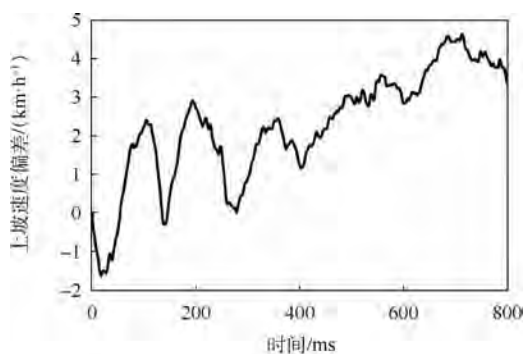
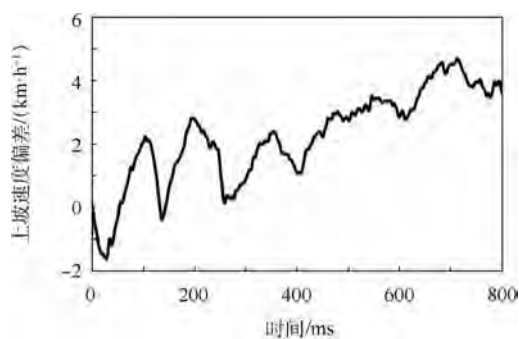


图 16 第 1 次测试结果  
Fig. 16 The first test results

图 17 第 2 次测试结果  
Fig. 17 The second test results

## 4 结 论

为实现矿区的数字化、智慧化和自动化需求,本文主要从无人驾驶矿用运输车辆的应用需求和安全性需求入手,提出了针对复杂矿区道路环境的感知方法和车辆路径跟踪控制方法,最后在实车上集成开发并测试了真实矿区下的矿用运输车辆无人驾驶系统:

1) 开发了毫米波雷达与激光雷达融合的多目标识别算法。通过现场验证,算法能够准确识别行人、卡车、小型轿车等多种障碍物类型,具有较高检测精确度且能够适应矿区尘土飞扬的恶劣环境。

2) 攻克了无人驾驶矿用运输车辆的路径跟踪技术。采用预瞄-控制的跟踪理论,将纵向控制和横向控制解耦,并使用误差进行反馈控制调优。现场测试结果表明,本文提出的控制策略能够在装载点和卸载点、弯道行驶以及上下坡行驶过程中准确跟踪期望路径,获得的纵向速度偏差和横向位置偏差均在合理范围内。

3) 综上所述,本文设计开发的无人驾驶矿用运输车辆系统能够提高矿区生产作业的高效性和安全性。下一步将基于当前无人矿用运输车辆的发展现状,研究感知精度更高的传感器融合方案,且针对不同矿区的车辆运行环境以及矿用运输车辆车身结构差异,形成更加完善的控制策略及技术测试方案。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] 田国强. 人工智能技术在无人驾驶汽车领域的应用研究 [J]. 江苏科技信息, 2017(14): 56-57.  
TIAN G Q. Research on the application of artificial intelligence technology in the field of driverless vehicles [J]. Jiangsu Science and Technology Information, 2017(14): 56-57 (in Chinese).
- [ 2 ] 科技讯. 小松无人驾驶矿用卡车彻底无人没有驾驶室 [EB/OL]. (2016-09-28) [2018-01-13]. <http://www.kejixun.com/article/160928/229784.shtml>.  
Science and technology news. The driverless mining truck of knomatsu is completely driverless with no cba [EB/OL]. (2016-09-28) [2018-01-13]. <http://www.kejixun.com/article/160928/229784.shtml> (in Chinese).
- [ 3 ] 郝永亮. 中国非公路矿用汽车产业发展战略研究 [D]. 呼和浩特: 内蒙古大学, 2013.  
HAO Y L. Study on the development strategy of non-highway mining automobile industry in China [D]. Huhhot: Inner Mongolia University, 2013 (in Chinese).
- [ 4 ] 张宇航. 无人驾驶汽车的起源、现状及展望 [J]. 电子技术与软件工程, 2017(19): 109-110.  
ZHANG Y H. The origin, present situation and prospect of driverless cars [J]. Electronic Technology and Software Engineering, 2017(19): 109-110 (in Chinese).
- [ 5 ] 马硕. 无人驾驶汽车应用与发展现状分析 [J]. 汽车与驾驶维修(维修版), 2017(4): 142-143.  
MA S. Analysis on the application and development of driverless vehicles [J]. Auto Driving & Service (Maintenance Version), 2017(4): 142-143 (in Chinese).
- [ 6 ] HILLEL A B, LERNER R, LEVI D, et al. Recent progress in road and lane detection: A survey [J]. Machine Vision and Applications, 2014, 25(3): 727-745.
- [ 7 ] LI Q, CHEN L, LI M, et al. A sensor-fusion drivable-region and lane-detection system for autonomous vehicle navigation in challenging road scenarios [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2014, 63(2): 540-555.
- [ 8 ] GANDHI T, TRIVED M M. Pedestrian protection systems: Issues, survey, and challenges [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2007, 8(3): 413-430.
- [ 9 ] MATEI B C, TAN Y, SAWHNEY H S, et al. Rapid and scalable 3D object recognition using LIDAR data [C] // Conference on Automatic Target Recognition XVI. Bellingham: SPIE, 2006, 6234: 1.
- [ 10 ] DARMS M S, RYBSKI P E, BAKER C, et al. Obstacle detection and tracking for the urban challenge [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2009, 10(3): 475-485.
- [ 11 ] DARMS M, RYBSKI P, URMSON C. Classification and tracking of dynamic objects with multiple sensors for autonomous driving in urban environments [C] // IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2008: 1197-1202.
- [ 12 ] VU T D, BURLET J, AYCARD O. Grid-based localization and local mapping with moving object detection and tracking [J]. Information Fusion, 2014, 12(1): 58-69.
- [ 13 ] JANAI J, GVNEY F, BEHL A, et al. Computer vision for autonomous vehicles: Problems, datasets and state-of-the-art [EB/OL]. (2017-04-18) [2019-01-13]. <https://arxiv.org/abs/1701.05519>.
- [ 14 ] 任殿波, 崔胜民, 吴杭哲. 车道保持预瞄控制及其稳态误差分析 [J]. 汽车工程, 2016, 38(2): 192-199.  
REN D B, CUI S M, WU H Z. Preview control for lane keeping and its steady-state error analysis [J]. Automotive Engineering, 2016, 38(2): 192-199 (in Chinese).
- [ 15 ] YANG K, MENENDEZ M, ZHENG N. Heterogeneity aware urban traffic control in a connected vehicle environment: A joint framework for congestion pricing and perimeter control [J]. Transportation Research Part C, 2019, 105: 439-455.
- [ 16 ] 张缓缓, 李庆望, 彭博, 等. 紧急避障工况下的分布式驱动电动汽车稳定性控制 [J]. 汽车技术, 2019(7): 30-35.  
ZHANG H H, LI Q W, PENG B, et al. Stability control of distributed driving electric vehicle under emergency obstacle avoidance [J]. Automobile Technology, 2019(7): 30-35 (in Chinese).

作者简介:

李宏刚 男,博士研究生。主要研究方向:无人矿卡智能感知及控制。

周彬 男,博士。主要研究方向:感知信息融合技术。

## Perception and control method of driverless mining vehicle

LI Honggang, WANG Yunpeng, LIAO Yaping, ZHOU Bin\*, YU Guizhen

(School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

**Abstract:** In order to solve the problems of low production efficiency and frequent safety accidents in mining areas, a driverless perception and control method for mining vehicles was proposed. In the part of perception, a multi-target recognition architecture based on the fusion of lidar and millimeter-wave radar was designed. On the basis of data association, the joint probabilistic data association (JPDA) algorithm based on Kalman filter was applied to realize multi-target recognition in mining environment. In the control part, the lateral control and longitudinal control were decoupled by the way of path preview tracking, and the deviation was corrected in real time through the feedback mechanism to realize the accurate lateral and longitudinal control of the driverless mining vehicle. In addition, the driverless system platform of real mine vehicle was built, and the above perception and control methods were tested in different scenarios in the mining area. The experimental results show that the perception algorithm realize the accurate detection of the drivable area of the mining road, and identify a variety of obstacle types. The control algorithm realize the accurate control of the longitudinal speed and lateral position of driverless mining vehicles in uphill and downhill scenarios, so as to meet the of practical applications.

**Keywords:** traffic engineering; driverless technology; information fusion; preview tracking; mining vehicle

**Received:** 2019-09-24; **Accepted:** 2019-10-14; **Published online:** 2019-10-29 15:23

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191029.1442.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191029.1442.001.html)

**Foundation item:** National Key R & D Program of China (2016YFB0101001)

\* **Corresponding author.** E-mail: binzhou@buaa.edu.cn

# 《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

## 1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

## 3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

# 《北京航空航天大学学报》 第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵  
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇  
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金  
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人  
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰  
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平  
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁  
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

## 北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第45卷第11期 2019年11月

## JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.45 No.11 November 2019

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》  
编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922  
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information  
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics  
and Astronautics (BUAA)  
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinp ing

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922  
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965  
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596199